МАССОВАЯ РАДИО БИБЛИОТЕКА

Е. К. СОНИН

РАДИОЭЛЕКТРОНИКА СПУТНИКОВ

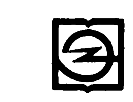


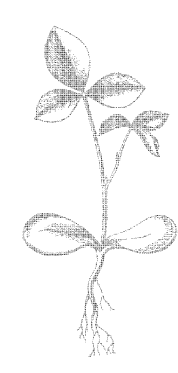
МАССОВАЯ РАДИОБИБЛИОТЕКА

Выпуск 604

Е. К. СОНИН

РАДИОЭЛЕКТРОНИКА СПУТНИКОВ





ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЭНЕРГИЯ»

МОСКВА 1966 ЛЕНИНГРАД

УДК 621.37/.39:629.19
С62

Рассмотрены некоторые применения радиоэлектроники в освоении космического пространства. Приведено описание радиоэлектронной аппаратуры различного назначения, установленной на искусственных спутниках Земли.

Брошюра написана по материалам зарубежной печати.

Предназначена для подготовленных радиолюбителей.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

Достижения радиоэлектроники позволили проводить эксперименты в космическом пространстве при помощи искусственных спутников Земли. Этим было положено начало освоению и практическому использованию космоса.

На всех этапах запуска искусственных спутников и выведения их на заданную орбиту работа радиоэлектронной аппаратуры имеет решающее значение. Наблюдение за спутниками, их обнаружение и сопровождение осуществляется мощными радиолокационными станциями и радиотелескопами. Обработка результатов наблюдений, вычисление элементов орбиты спутников, прогнозирование их координат и времени появления в зоне видимости наблюдательных станций производится электронными вычислительными машинами.

Сами спутники служат носителями большого количества разнообразной радиоэлектронной аппаратуры. Средствами радиоэлектроники проводятся многочисленные эксперименты в космосе, результаты которых передаются на Землю. Автоматические радиоэлектронные лаборатории позволяют обнаружить новые явления, с которыми встретятся исследователи межпланетного пространства и планет солнечной системы. Именно поэтому цель запуска спутников и космических кораблей заключается в выведении в космическое пространство электронной аппаратуры, предназначенной для изучения свойств космического пространства и ближайших планет, в наблюдении и контроле условий работы элементов конструкции и различных узлов спутников на орбите,

в отработке системы ориентаций спутников в пространстве и стабилизации их положения. Средствами радиоэлектроники создаются условия для нормальной жизнедеятельности космонавтов, наблюдение за ними и связь их с Землей.

На орбиту искусственных спутников Земли выводится ретрансляционная аппаратура, предназначенная для создания систем сверхдальней и глобальной радиосвязи, а также телевизионного вещания между континентами, аппаратура для создания глобальной системы радионавигации, приборы для наблюдения метеорологической обстановки в масштабах Земли.

Каждый из спутников оснащен телеметрической аппаратурой, предназначенной для сбора и передачи на Землю научных данных и информации о работе различных узлов спутника. Линия связи используется также для передачи с наземных станций управления на борт спутника команд включения и выключения различных систем, изменения режима работы аппаратуры, ориентации спутника и т. п.

Состав радиоэлектронной аппаратуры спутников определяется в первую очередь их основным назначением. К настоящему времени определились некоторые категории спутников: спутники, космические корабли и межпланетные станции, предназначенные для комплексного исследования космического пространства и планет; связные, метеорологические, навигационные (и геодезические) спутники; космические корабли, управляемые человеком, предназначенные для исследования проблем межпланетных перелетов и др.

Цель этой брошюры заключается в ознакомлении читателей, интересующихся достижениями радиоэлектроники, с основными направлениями использования искусственных спутников Земли. В брошюре показано разнообразие применения радиоэлектроники в бортовых системах спутников различного назначения, использование радиоэлектронной аппаратуры спутников в составе сложнейших радиоэлектронных комплексов, объединяющих как бортовую, так и наземную аппаратуру.

Брошюра написана по материалам, опубликованным в зарубежной печати.

ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ СПУТНИКИ

ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Спутники и автоматические космические станции служат незаменимым инструментом в проведении экспериментального изучения физических свойств среды в околоземном и межпланетном пространстве, планет солнечной системы, Солнца, а в будущем, возможно, и ближайших звезд. Лишь с их помощью удалось преодолеть атмосферу — барьер, затруднявший, а в ряде случаев полностью исключавший возможность наблюдений и исследований многих явлений, происходящих за пределами нижней атмосферы и в космическом пространстве.

К исследовательским в первую очередь относятся спутники для геофизических измерений и исследований верхней атмосферы. На первых устанавливают аппаратуру для изучения гравитационного и магнитного полей Земли. Измерение магнитного поля Земли проводилось до последнего времени либо на поверхности Земли, либо в непосредственной близости от нее с самолетов. Измерения при помощи ракет до высот 100—200 *км* были эпизодическими и кратковременными. При помощи спутников возможно систематическое длительное наблюдение магнитного поля Земли на больших удалениях от ее поверхности, изучение суточных магнитных вариаций, магнитных возбуждений и бурь и связи их с такими процессами, как, например, повышение солнечной активности.

Измерения, проведенные при помощи спутников, показали справедливость теоретических выводов о существовании электрических токов вне поверхности Земли, в частности в ионосфере, которые являются источником внешнего магнитного поля Земли. В программу иссле-

дования входит выяснение природы как ионосферных, так и внеионосферных токов. Считают, что источниками последних могут быть заряженные частицы, выброшенные Солнцем, захваченные магнитным полем Земли и вращающиеся в плоскости ее магнитного экватора на расстоянии нескольких десятков тысяч километров от нее. Внеионосферные токи усиливаются, когда Земля попадает в область интенсивных корпускулярных потоков, выброшенных из активных областей Солнца. Таким образом, цель магнитных исследований на спутниках заключается в проверке существования внеионосферных токов, получении данных об ионосферной системе токов и расширении знаний о магнитном поле Земли. Наряду с геомагнитными измерениями проводятся измерения энергетического спектра космического излучения, так как магнитное поле Земли определяет широтное распределение интенсивности космических лучей, а также изучение электрических свойств частиц, эмиттируемых Солнцем.

В исследование верхней атмосферы (выше 40—50 *км*) входит изучение распределения плотности атмосферы на больших высотах, сезонных и суточных изменений высотного распределения температуры и состава атмосферы, особенностей распространения радиоволн и изучение таких явлений, как, например, атмосферные свисты.

Процессы, протекающие в верхней атмосфере, характеризуются рядом особенностей, обычно не свойственных ее нижним частям. В верхней атмосфере в результате облучения жестким ультрафиолетовым, рентгеновым и корпускулярным излучениями Солнца происходят непрерывные химические превращения молекул и атомов, составляющих атмосферу газов, и их ионизация. В высших слоях верхней атмосферы (на высотах порядка 200 *км*) предполагается существование диффузного разделения газов, т. е. послойного разделения газов по весу в результате действия силы тяжести. В тропосфере и стратосфере такому разделению газов препятствуют турбулентные процессы.

Огромное практическое значение для развития радиосвязи, как в масштабах земного шара, так и на радиолиниях Земля — космос, имеет изучение физики ионосферы. Теоретические предположения о ней были подтверждены экспериментально только в результате непо-

средственного зондирования всех слоев ионосферы. В программу изучения ионосферы входят измерения концентрации ионизированных частиц, их широтного геомагнитного распределения, резонансной частоты ионизированных слоев, определение влияния на ионизированные слои процессов на Солнце, изучение влияния ионосферных токов на магнитное поле Земли, изучение уровня космических шумов, исследование особенностей распространения радиоволн различных диапазонов в ионосфере, в частности, сверхдлинных волн, повышенный интерес к которым вызван возможностью применения их для навигации космических кораблей и для связи при помощи спутников между погруженными подводными лодками.

Проверка теории строения и систематическое изучение физических свойств верхней атмосферы возможны лишь при помощи аппаратуры, установленной на искусственных спутниках.

Для физики, астронавтики и геофизики первостепенный научный и практический интерес представляет исследование коротковолнового ультрафиолетового излучения Солнца. Как показали исследования, Солнце, помимо видимого света, излучает широкий диапазон длин волн, начиная от рентгеновых лучей длиной волны порядка нескольких стомиллионных долей сантиметра (ангстрем) и кончая радиоволнами длиной в несколько метров.

Излучение коротковолнового участка спектра Солнца (далекого ультрафиолетового и рентгенового излучения), а также радиоизлучение связаны с физическими процессами, протекающими в малоизученных внешних слоях атмосферы Солнца (хромосфере и короне), и оказывают значительное влияние на атмосферу Земли. Коротковолновое излучение ионизирует молекулы воздуха, вызывая образование ионосферы. Согласно существующим представлениям, нижний слой ионосферы (слой D) образован в результате ионизации молекул воздуха излучением спектральной линии водорода, испускаемым хромосферой, а следующий слой (слой E) — рентгеновым излучением короны.

Установлена тесная связь между активностью Солнца (появлением хромосферных вспышек) и поглощением радиоволн в ионосфере, приводящим к прекращению

радиосвязи. Это заставляет предполагать существование непосредственной зависимости протекающих в ионосфере процессов от вариаций интенсивности коротковолнового излучения Солнца.

Как известно, земная атмосфера полностью поглощает ультрафиолетовое излучение Солнца, пропуская лишь область излучения, примыкающую к фиолетовой части спектра видимого света. Поглощение молекулами воздуха настолько велико, что для наблюдения коротковолнового излучения необходимо вынести измерительную аппаратуру за пределы земной атмосферы, поместив ее на спутник.

Таким образом, важнейший объект исследований представляют собой спектральные линии, получаемые в ультрафиолетовой области спектра. Именно в ультрафиолетовой области лежат основные линии спектров атомов многих элементов. Эти элементы могут иметь важное значение в тех процессах на Солнце, которые приводят к излучению, и результаты исследований помогут открыть новые факты, относящиеся к строению и физическому состоянию слоев солнечной атмосферы.

Применение спутников с аппаратурой для измерения ультрафиолетового и рентгенового излучения Солнца дает возможность проведения систематических измерений на протяжении длительных отрезков времени, необходимых для изучения вариаций интенсивности этих излучений и сопоставления их с данными наземных наблюдений за ионосферой.

Исследование космоса на больших расстояниях от Земли и даже от солнечной системы возможно посредством изучения космических лучей. Изучение космических лучей имеет практическое значение, в частности для безопасного пребывания космонавтов за пределами атмосферы, для выяснения поведения электронной аппаратуры и материалов в условиях интенсивного космического облучения и т. п. На пути к Земле космические лучи испытывают на себе воздействие среды, через которую они проходят. В результате ряда процессов изменяются состав и интенсивность этого излучения. Проходя сквозь магнитное поле Земли, частицы космических лучей сильно отклоняются в этом поле. Частицы малых энергий достигают лишь полярных районов. Эква-

ториальных районов достигают космические протоны с энергией более $14 \cdot 10^9$ *эв*, широты Москвы — лишь частицы с энергией более $1,5 \cdot 10^9$ *эв*. Измерение космических частиц на различных широтах дает возможность определить, сколько частиц и каких именно энергий присутствует в составе космических лучей.

Для того чтобы выяснить природу изменений космического излучения, необходимо не только установить факт увеличения или уменьшения интенсивности космических лучей, но и определить, как изменилось число частиц различных энергий. Двигаясь со скоростью 8 *км/сек*, спутник за короткое время пересекает все широты земного шара. Это позволяет определить широтный эффект космического излучения и тем самым распределения частиц этого излучения по энергиям. Особенно существенно то, что такие измерения проводятся большое число раз. Поэтому при помощи спутника можно следить не только за изменением интенсивности космического излучения, но и за изменениями его состава.

Космические автоматические станции, запускаемые на вытянутые орбиты с чрезвычайно большим удалением от Земли в апогее, а также на параболические орбиты в солнечную систему, несут аппаратуру для изучения межпланетной среды. Это аппаратура для исследования космических частиц в широком спектре энергий, исследования плазмы, определения потоков микрометеоров и космической пыли.

При помощи орбитальных астрономических платформ, оборудованных телескопами, возможно проведение чрезвычайно интересных астрономических наблюдений, в частности спектрометрические исследования ультрафиолетового излучения звезд, а также измерения галактического радиоизлучения.

Помимо изучения атмосферы планет, их магнитного и гравитационного полей, радиации в их окрестностях, имеет первостепенное значение исследование поверхности планет, состава их почвы и ее структуры. Частично эти задачи могут быть выполнены орбитальными автоматическими станциями, помещенными на орбиты вблизи исследуемых планет. Для полного решения всех задач космическая автоматическая станция должна быть опущена на поверхность исследуемой планеты.

СОСТАВ АППАРАТУРЫ

Научная аппаратура, устанавливаемая на борту исследовательских спутников и космических автоматических станций, состоит из чувствительных элементов — датчиков, реагирующих на те или иные воздействия или отмечающих физические свойства окружающей среды и преобразующих их в пропорциональные изменения электрических сигналов (в виде изменений амплитуды, частоты, фазы или вида сигнала), и устройств, обрабатывающих полученные сигналы до такого вида, в котором они могут быть поданы на вход телеметрической системы.

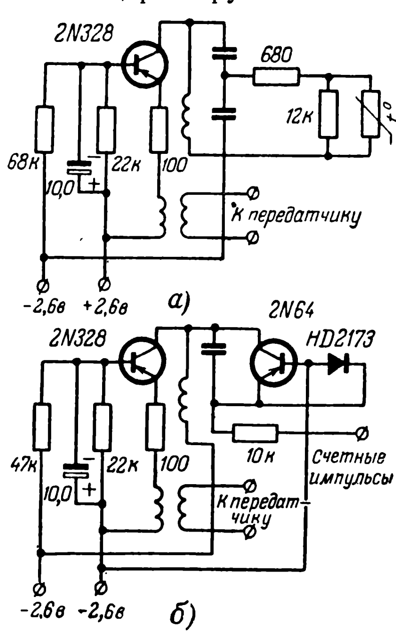


Рис. 1. Генераторы поднесущей телеметрической системы.

а — генератор с управлением по сопротивлению; *б* — генератор с управлением по току.

На подавляющем большинстве спутников для экономии электроэнергии применяют командную систему передачи данных, при которой сигналы, несущие информацию, накапливаются в бортовом устройстве памяти и затем ускоренно считываются по запросу с наземной станции слежения.

В ряде случаев датчики информации воздействуют непосредственно на генераторы поднесущей частоты телеметрической системы с частотной модуляцией. Вырабатываемая датчиками информация должна изменять частоту генератора поднесущей. Обычно в основу датчиков заложено изменение сопротивления, индуктивности или емкости чувствительного элемента при изменении исследуемых параметров. На рис. 1 приведены типовые схемы двух генераторов поднесущей многоканальной телеметрической системы. Первый генератор с управлением по сопротивлению (рис. 1,*а*) используется

с датчиками температуры и столкновений с микрометеорами.

Изменение введенного в контур генератора сопротивления датчика приводит к изменению добротности контура и соответственно генерируемой частоты. Максимальное содержание второй гармоники в генерируемой синусоиде составляет 5%, третьей — 2%. При изменении сопротивления датчика от 0 до 5 *ком* добротность контура меняется от 5 до 5,5. Высокие требования предъявляются к стабильности частоты генератора поднесущей при изменении температуры всех элементов схемы (кроме самого температурного датчика). При изменении температуры от 0 до 60° С частотный дрейф устройства не превышает 0,5%, что соответствует ошибке измеряемого сигнала до 3%. Однако так как время непрерывной передачи незначительно, то температурные изменения за этот период малы.

На рис. 1,*б* приведена схема генератора поднесущей с управлением по току. Для управления частотой генерации используется реактивная модуляция. Как известно, рабочая частота любого *LC*-генератора может быть изменена введением в контур переменного тока той же частоты, но сдвинутого на 90° по фазе относительно генерируемого напряжения. Частотный сдвиг пропорционален вводимому в контур дополнительному току. Дополнительный ток вводится реактивным модулятором, в качестве которого используется «реактивная» лампа или транзистор, как в описываемой схеме. Реактивный ток определяется постоянным током, подаваемым в цепь базы управляющего транзистора. В такой схеме частотная модуляция меньше всего зависит от температуры.

Сигнал с генератора поднесущей в качестве модулирующего подается на передатчик телеметрической системы. Для повышения надежности этот передатчик обычно дублируется. На рис. 2 приведена схема передатчика, работающего на частоте 108 *Мгц*. Фазовая модуляция передатчика четырьмя стандартными ЧМ/ЧМ телеметрическими каналами достигается изменением напряжения, подаваемого на коллектор транзистора T_1. В результате фаза стабилизированного кварцем генератора модулируется с индексом порядка 14°. Схема работает в режиме С с эффективностью преобразования 25%. Выходная мощность генератора равна 10 *мвт*.

Можно осуществить модуляцию несущей по амплитуде переменным напряжением, подаваемым на коллектор транзистора удвоителя частоты T_2. При модулирующем напряжении порядка 8 *в* глубина амплитудной модуляции достигает 50%. Выходная мощность такого передатчика (при использовании дополнительного каскада усиления сигналов генератора поднесущей) достигает 60 *мвт*. Применение амплитудной модуляции позволяет

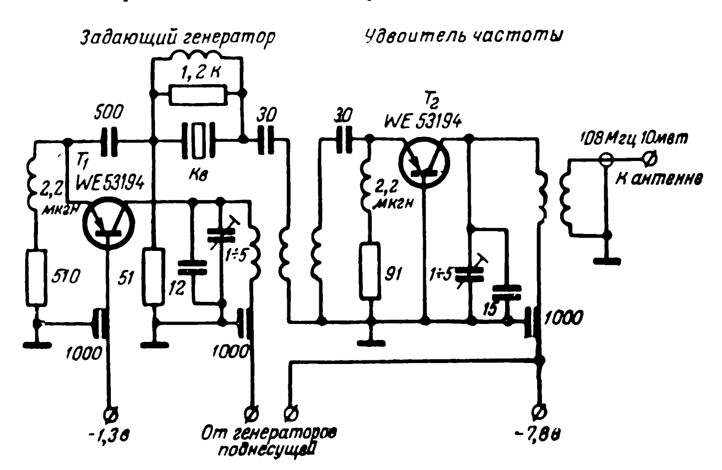


Рис. 2. Телеметрический передатчик с фазовой модуляцией.

принимать излучаемые этим передатчиком сигналы с телеметрической информацией радиолюбителями.

На рис. 3 приведена блок-схема многоканальной телеметрической системы. Система предназначалась для передачи научной информации следующего состава: температуры на внешней оболочке спутника и в приборном отсеке, столкновений микрометеоров с корпусом спутника, потока микрометеоров и интенсивности космической радиации.

Чаще всего телеметрические системы сложнее приведенной на рис. 3. Они объединяют нередко до нескольких сотен каналов и состоят из аппаратуры преобразования и кодирования телеметрируемых сигналов.

На рис. 4 приведена схема еще одного преобразователя изменений сопротивления датчика в электрические сигналы, применяющегося в импульсных телеметриче-

ских системах. Сопротивление датчика (например, терморезистора в случае измерения температуры) включается в цепь базы прецизионного блокинг-генератора так, что изменения сопротивления вызывают соответ-

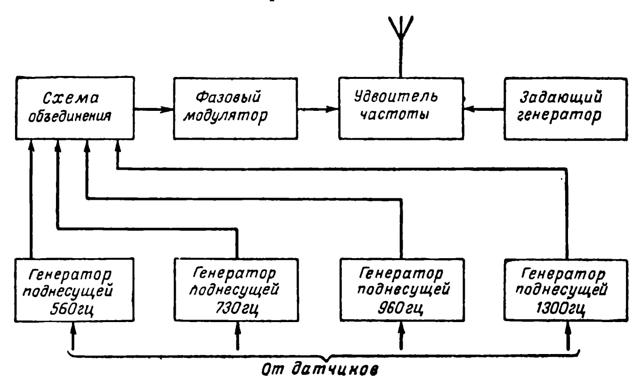


Рис. 3. Блок-схема многоканальной телеметрической системы с фазовой модуляцией несущей.

ствующие изменения частоты повторения импульсов блокинг-генератора. Частота повторения импульсов представляет собой линейную функцию сопротивления R во времязадающем контуре блокинг-генератора в широком диапазоне значений R. При изменении периода повторения от 50 до 5000 *мксек* зависимость изменения частоты повторения от изменения сопротивления отклоняется от линейной не более чем на 1%.

Для того чтобы исключить влияние температурной нестабильности элементов блокинг-генератора (за исключением терморезистора) на частоту повторения, приняты специальные меры. Применен кремниевый транзистор с высоким коэффициентом усиления по току и малой утечкой базы. Это позволило использовать в цепи базы резистор сопротивлением до 10 *Мом*. Опорный потенциал базы получается с диодов, температурная зависимость которых используется в каче-

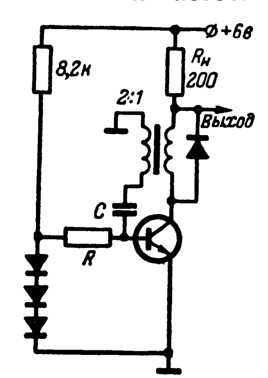


Рис. 4. Импульсный генератор с управлением по сопротивлению.

стве компенсирующей. Независимость длительности импульса от частоты повторения достигается применением трансформатора с насыщением.

Стабильность частоты повторения блокинг-генератора достигает 2% в диапазоне температур от —10 до 65° С и при изменении напряжения питания на ±15%. Кроме того, применяется периодическая калибровка частоты

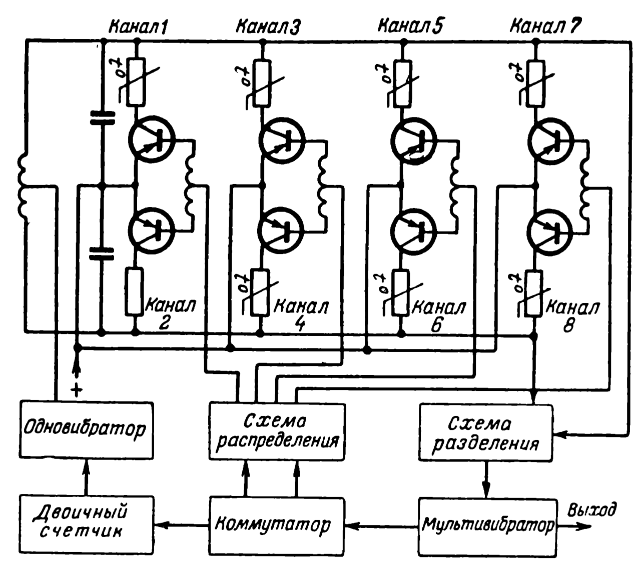


Рис. 5. Блок-схема цепей управления импульсной телеметрической системы.

повторения путем подключения вместо терморезистора в цепь базы калиброванного сопротивления.

На рис. 5 приведена блок-схема цепей управления импульсной телеметрической системы, позволяющих объединить восемь каналов измерения температуры. В основе схемы лежат четыре мультивибратора с магнитной связью, обмотки которых расположены на общем магнитном сердечнике, имеющем прямоугольную петлю гистерезиса. Измерительные терморезисторы включены в коллекторные цепи транзисторов мультивибраторов. Лишь в коллекторной цепи мультивибратора канала *2* поставлен резистор с постоянным сопротивлением, предназначенный для калибровки системы. Так как сопро-

тивление этого резистора не зависит от температуры, то выход канала позволяет учесть в чистом виде погрешности от колебаний напряжения питания и других источников погрешностей в системе.

В результате коммутации мультивибраторов распределительным устройством схема периодически вырабатывает группу импульсов. Число импульсов в группе

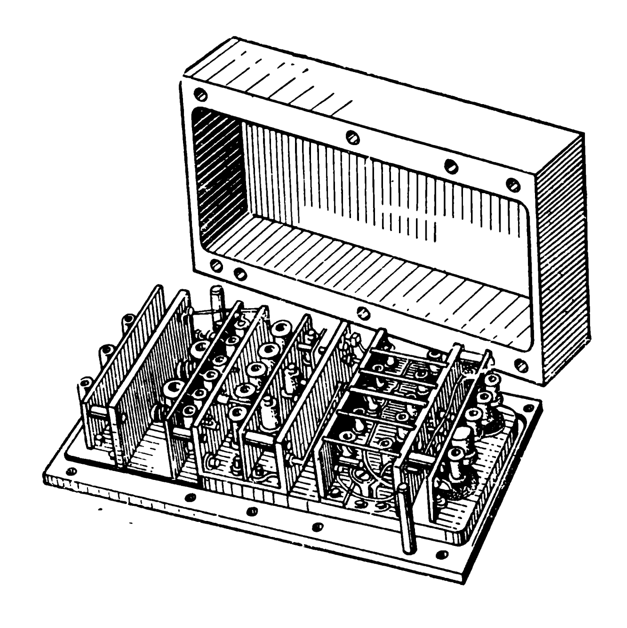


Рис. 6. Телеметрический передатчик.

равно числу каналов. Управление осуществляется путем последовательного подключения коллекторов и баз соответствующих транзисторов к источнику отрицательного напряжения. В результате этого каждому каналу соответствует определенный импульс в кодовой группе, а длительность каждого импульса определяется мгновенным значением параметра чувствительного элемента, зависящего от температуры. При изменении температуры в рабочих пределах длительность импульсов может изменяться от 4 до 30 *мсек*.

На рис. 6 приведен внешний вид телеметрического передатчика навигационного спутника. Передатчик имеет выходную мощность 2,5 *вт*. Кожух передатчика покрыт специальной белой краской, предохраняющей его от действия ультрафиолетовой радиации. Так как передатчик потребляет относительно большую мощность и может служить причиной разогрева, его устанавливают на наружной стороне оболочки спутника.

Обширное семейство чувствительных элементов-датчиков служит связующим звеном между исследуемыми процессами и явлениями и измерительной аппаратурой спутника. Сюда входят датчики: космической радиации, инфракрасных лучей (ИК), давления, температуры и состава атмосферы, столкновений с микрометеорами, детекторы космической пыли и т. п.

Датчики радиации. Для изучения космических частиц и электромагнитного излучения широко применяют разнообразные датчики радиации, включающие ионизационные камеры и различные их модификации, счетчики Гейгера, пропорциональные счетчики частиц, сцинтилляционные счетчики, спектрометры. Для ограничения пространственного угла, в котором принимается радиация, и для разделения исследуемых частиц по пороговым значениям энергии датчики обычно помещают в соответствующие физические экраны.

Ионизационная камера представляет собой металлический цилиндр, по оси которого проходит изолированная от цилиндра проволока или стержень. При проникании частицы в камеру, в заполняющей ее среде возникает область ионизации, регистрируемая тем или иным методом.

Одна из разновидностей ионизационной камеры интегрирующего типа состоит из сферы диаметром 10 *см*, заполненной аргоном до абсолютного давления около 7 *атм*. Образующиеся ионы собираются кварцевым стержнем, верхний конец которого покрыт аквадагом. Стержень заряжается до положительного потенциала 225 *в* через золоченое кварцевое волокно диаметром 8 *мк*, укрепленное в стороне от стержня. Соединенное с источником положительного потенциала волокно, притягиваясь к стержню, заряжает систему до 225 *в*. Затем волокно отталкивается электростатическим зарядом системы. По мере накопления на центральном стержне

электронов, возникающих в результате ионизирующей радиации в аргоновой среде камеры, его потенциал падает, что позволяет волокну снова приблизиться к стержню. При прикасании к стержню волокно перезаряжает его. Возникающий импульс тока поступает в формирователь и фиксируется счетным устройством. Каждый выходной импульс соответствует накоплению на стержне заряда в $2 \cdot 10^{-10}$ *к*.

При изучении радиации применяют счетчик Гейгера— разрядный прибор, к электродам которого прикладывается напряжение, недостаточное для поддержания светящегося разряда в камере. Поэтому в обычном состоянии между электродами ток практически отсутствует. Когда в объем камеры попадает космическая частица, она ионизирует молекулы заключенного в камере газа. Возникающий при ионизации поток заряженных частиц резко снижает внутреннее сопротивление между электродами, вызывая разряд. Получающийся импульс обрабатывается счетной схемой.

Применяя в камере пары спирта, можно сделать счетчик самогасящимся. Благодаря этому возможно раздельное фиксирование каждой из быстро следующих друг за другом ионизирующих частиц, что принципиально отличает счетчик Гейгера от ионизационной камеры.

Для определения счетчиком Гейгера энергетического спектра космических частиц, т. е. распределения космических частиц различных энергий, счетчики помещают в экранирующие стаканы из материала, поглощающего космические частицы (стали, свинца, алюминия). Несколько счетчиков, расположенных рядом и помещенных в экраны с постепенно увеличивающейся толщиной стенок, позволяют раздельно измерять количества частиц, имеющих различные энергетические уровни. Чем больше толщина стенок экрана, тем выше уровень порогового значения энергии частиц, способных преодолеть его и попасть на счетчик.

Применяются также пропорциональные счетчики, действующие при меньшем рабочем напряжении. Импульс тока в этом счетчике пропорционален энергии ионизирующей частицы, поэтому применение его позволяет различать частицы по уровням энергии в отличие от счетчиков Гейгера, которые одинаково реагируют на любые частицы, если их энергия превышает пороговую.

Применение чувствительных фотоумножителей позволило создать еще один тип счетчика космических частиц — сцинтилляционный счетчик. В нем энергия проникающей космической частицы поглощается веществом, называемым сцинтиллятором, в результате чего в слое вещества возникает световая вспышка определенной для каждого сцинтиллятора длительности. Сцинтиллятор наносят на торец фотоумножителя, который регистрирует возникающие очень слабые световые вспышки. Получающиеся на аноде фотоумножителя импульсы, соответствующие проходящим частицам, усиливаются и обрабатываются счетной схемой. Преимущество сцинтилляционных детекторов заключается в большей чувствительности к частицам малых энергий, малое разрешающее время (порядка 1 *мксек*) и меньшая опасность насыщения, чем в счетчиках Гейгера.

Если несколько счетчиков частиц расположены в определенном геометрическом порядке и регистрирующая схема срабатывает лишь в том случае, когда частица пройдет через все счетчики, то такое устройство, называемое телескопом космических частиц, дает возможность определить направление прихода частицы.

В последнее время в качестве детекторов ядерных частиц в бортовой аппаратуре спутников стали применять кремниевые плоскостные диоды. Такой датчик состоит из кристалла кремния высокой чистоты *p*-типа с очень большим удельным сопротивлением, на одной из плоскостей которого имеется диффундирующий в него тонкий слой с *n*-проводимостью (рис. 7,*а*). При подаче на *p*-*n* переход запирающего смещения образуется широкий запирающий слой. Под действием ионизирующей радиации происходит выход электронно-дырочных пар по трассе взаимодействия частицы с запирающим слоем. Альфа-частицы с энергией $5{,}5 \cdot 10^6$ *Мэв* производят около $1{,}6 \cdot 10^6$ электронно-дырочных пар, т. е. энергия выхода одной такой пары составляет около 3,5 *эв*.

Такой диод чувствителен к световому излучению. Чтобы исключить этот эффект, чувствительную зону диода покрывают тонким слоем золота. Площадь чувствительной зоны варьируется от 2 до 200 *мм*². Максимальная потребляемая датчиком мощность не превышает 4 *мвт*. Схематическое изображение конструкции кремниевого датчика приведено на рис. 7,*б*.

Магнитометры. Измерение магнитных полей Земли, Луны и межпланетного пространства — один из наиболее важных экспериментов на современном этапе космических исследований. Результаты этих исследований могут способствовать лучшему пониманию природы земного магнетизма, источников различных вариаций его и соот-

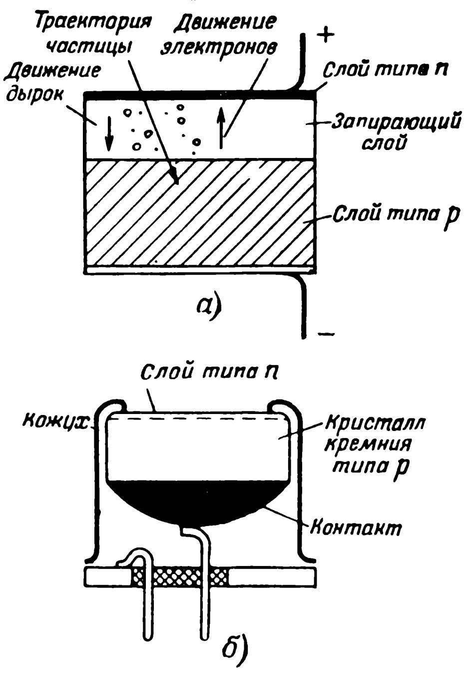


Рис. 7. Кремниевый датчик радиации.
а — принцип действия; *б* — конструкция.

ветствия между этими вариациями и другими явлениями, как, например, ионосферными электрическими ветрами и солнечными пятнами.

Для составления карты магнитного поля Земли применяют спутники на удаленных орбитах, оборудованные приборами для измерения магнитного поля — магнитометрами. Магнитометры применяют в основном трех систем: с поисковой катушкой, с магнитным стробом и протонно-прецессионные.

Первые два типа магнитометров позволяют измерять лишь составляющую поля по одной из осей, поэтому для

определения полного вектора магнитного поля применяют комбинацию этих двух магнитометров с солнечными датчиками.

Типовой комплект таких приборов разработан для автоматической космической станции, предназначенной для изучения окололунного пространства. Магнитометр с поисковой катушкой расположен на самой удаленной точке от продольной оси станции — на краю развернутой панели солнечных элементов. Он состоит из сердечника из пермаллоя, на котором намотана катушка, содержащая 5 000 витков медного провода. Катушка соединена с транзисторным усилителем, настроенным на частоту, соответствующую скорости вращения спутника вокруг продольной оси. В результате вращения спутника катушка пересекает магнитное поле и в ней индуцируется переменное напряжение синусоидальной формы, частота которого определяется скоростью вращения станции вокруг своей оси. Нелинейность передаточной функции магнитометра позволяет измерять магнитные поля от 1 до 1 000 гамм (1 гамм $=8\cdot10^{-4}$ *а/м*). Чувствительность магнитометра для постоянного поля составляет $3\cdot10^{-10}$ *тл*, а в переменном магнитном поле — до $2\cdot10^{-10}$ *тл*. С помощью этого магнитометра можно определить величину вектора магнитного поля в направлении, перпендикулярном оси вращения спутника. Для этого определяется разность фаз между выходным сигналом магнитометра и сигналом солнечного датчика-фотодиода, который периодически вырабатывает сигнал при пересечении датчиком направления на Солнце.

Перпендикулярно описанному магнитометру установлен второй магнитометр, которым измеряется составляющая магнитного поля, параллельная оси спутника.

Солнечный датчик вырабатывает один импульс за каждый оборот спутника. Временно́й интервал между фронтом импульса солнечного датчика и моментом прохождения синусоидального напряжения в обмотке магнитометра через нуль, фиксируемый компаратором, определяет направление перпендикулярной составляющей магнитного поля (в координатах спутника) относительно направления на Солнце.

Способность этих магнитометров непрерывно измерять магнитное поле позволяет изучать быстрые флук-

туации поля. Однако описанные системы обладают недостаточно высокой чувствительностью. Протонно-прецессионный магнитометр не имеет этого недостатка. Он позволяет измерять магнитное поле Земли с периодом в 10 *сек* независимо от ориентации спутника. Сигнал магнитометра достаточно велик для непосредственного управления телеметрическими устройствами. Он состоит из тона звуковой частоты, который может быть наложен на телеметрическую несущую.

Принцип действия прибора основан на том, что в магнитном поле магнитные моменты протонов прецессируют вокруг этого поля с частотой, пропорциональной величине магнитного поля. Магнитометр состоит из обмотки, наложенной вокруг сосуда с жидкостью, содержащей много протонов. Для получения максимального эффекта магнитные моменты всех протонов должны быть предварительно ориентированы, для чего через обмотку сначала пропускается ток, образующий магнитное поле, поляризующее магнитные моменты протонов. Затем ток, образующий магнитное поле, резко выключается, и магнитные моменты протонов начинают прецессировать вокруг измеряемого магнитного поля (например, земного). Прецессирующий момент индуцирует напряжение, частота которого пропорциональна величине магнитного поля в обмотке, переключаемой на измерение тока. При использовании протонов резонансные частоты, соответствующие полям порядка земного, лежат в диапазоне 2 *кгц*. Высокая точность измерения поля сохраняется независимо от ориентации катушки в магнитном поле, так как ядерная прецессия имеет место относительно полного поля. При изменении ориентации меняется лишь амплитуда сигнала: она пропорциональна квадрату синуса угла между вектором измеряемого поля и осью катушки.

Если спутник не ориентирован постоянно относительно измеряемого магнитного поля, то для получения результатов в любое время необходимо иметь два таких магнитометра, оси обмоток которых взаимно перпендикулярны. Так как вращение обмотки вокруг какой-либо оси, кроме собственной, будет складываться с вращением протонов или вычитаться из него, то для получения точного отсчета требуется включение третьей обмотки, перпендикулярной первым двум.

Датчики для исследования верхней атмосферы. В программу изучения верхней атмосферы входит измерение низких давлений, достигающих 10^{-2}—10^{-7} *мм рт. ст.* Для этой цели наибольшее применение нашли ионизационные манометры. Основной частью такого манометра служит небольшая электронная лампа, полость которой сообщается во время измерений с исследуемым пространством. Нить накала или холодный излучатель действует как источник электронов, которые направляются к сетке, имеющей положительный потенциал. Если электроны на своем пути сталкиваются с атомами атмосферного газа и если энергия электронов превосходит потенциал ионизации газа, то атомы газа ионизируются. Образовавшиеся свободные электроны направляются к сетке и увеличивают сеточный ток, тогда как положительные ионы двигаются к аноду, на который подано высокое отрицательное напряжение. Пробег частиц между анодом и катодом увеличивается путем наложения магнитного поля, перпендикулярного электрическому, что заставляет заряженные частицы двигаться по винтовым траекториям. Таким образом, изменение сеточного и анодного токов в ионизационном манометре соответствует изменениям атмосферного давления.

Другая разновидность чувствительных манометров — альфатрон, представляющий собой ионизационный манометр, причем в качестве ионизирующих агентов в нем используются альфа-частицы, излучаемые радиоактивным источником.

Для исследования состава и диффузионного распределения газов в верхней атмосфере обычно применяют различные модификации масс-спектрометра. Принцип работы его основан на том, что молекулы газа, взятого из окружающего пространства, ионизируются в камере прибора. Ионы различной массы, соответствующие различным газам, получают ускорение и фокусируются на соответствующих мишенях-коллекторах. Источником ионизирующей радиации служит электронный прожектор.

Электронный пучок прожектора используется для бомбардировки частиц исследуемых газов, пропускаемых через ионизационную камеру. Возникающий поток положительных ионов различной массы ускоряется системой электростатических линз, образующих ионный прожектор. Для анализа состава ионов в потоке необходима

его развертка по массовым числам. Для этого поток ионов пропускается через магнитное поле перпендикулярно его силовым линиям. В результате взаимодействия с магнитным полем происходит расщепление ионного пучка, так как угол, на который отклоняется поток ионов в магнитном поле, зависит от массы ионов (при одинаковой их скорости). Этот угол тем больше, чем меньше масса иона. Следовательно, выходной поток ионов оказывается растянутым в линию, и интенсивность потока в каждой точке этой линии пропорциональна количеству

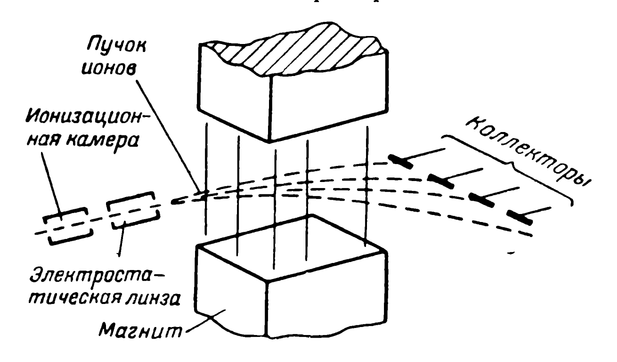


Рис. 8. Схема действия масс-спектрометра с магнитной разверткой.

ионов с определенным массовым числом, соответствующим этой точке, т. е. пропорциональна содержанию определенного элемента в составе исследуемых газов.

Для измерения плотности потоков ионов в каждой представляющей интерес точке устанавливают мишени-коллекторы, и измеряется ток в их цепях. Может быть использован также и один коллектор. В этом случае для последовательной фокусировки на коллекторе потоков ионов с разными массовыми числами используется синхронное изменение напряженности магнитного поля путем подачи тока пилообразной формы в обмотку отклоняющего электромагнита. При каждом значении отклоняющего тока на колекторе фокусируется пучок ионов лишь с определенным массовым числом. Схема работы масс-спектрометра с магнитной разверткой приведена на рис. 8.

Вторая разновидность датчиков для исследования распределения газов — радиочастотные масс-спектро-

метры, отличающиеся меньшим весом и большим ионным током. В них осуществляется модуляция ионного потока по массовым числам с помощью электростатического поля. Поток ионов, образующихся в результате ударной ионизации частиц среды электронным пучком, попадает в высокочастотное поле, где они могут ускоряться либо тормозиться в зависимости от фазы влета. Скорость, до которой предварительно разгоняются ионы, зависит как от величины разгоняющего потенциала, так и от массы ионов, т. е. под действием разгоняющего потенциала происходит модуляция ионов по скорости. И лишь для одной определенной скорости ионов, влетающих в высокочастотное поле, выполняются условия, при которых эти ионы получают максимальное ускорение в нем. Изменяя величину разгоняющего потенциала, можно создавать условия для ускорения ионов различной массы. После анализатора ионы попадают в тормозящее поле, которое преодолимо лишь ионами с максимальной энергией, т. е. получившими в анализаторе максимальное ускорение. Эти ионы попадают на коллектор, создавая в его цепи ионный ток, пропорциональный содержанию газа с определенным массовым числом.

Развертка ионного потока в радиочастотном масс-спектрометре производится периодическим изменением разгоняющего потенциала по линейному закону. Таким образом, при каждом значении этого потенциала лишь ионы определенной массы входят в радиочастотное поле в нужной фазе и получают ускорение, достаточное для попадания на коллектор. За полный период изменения разгоняющего потенциала в ионном токе коллектора будет наблюдаться несколько пиков, соответствующих потокам ионов с определенными массовыми числами.

Для измерения температуры среды с очень малой плотностью обычно применяют косвенные методы, основанные, в частности, на связи температуры с плотностью среды. Температуру в этом случае определяют расчетным путем на основании показаний ионизационных манометров.

Датчики столкновений с микрометеорами. Для индикации столкновений космического корабля с микрометеорами обычно применяют микрофонные датчики, улавливающие в условиях космической тишины звук удара микрометеора по корпусу спутника. Чаще всего микро-

фоны соединены акустически с пластинами определенной площади, ориентация которых в пространстве известна. Это дает возможность рассчитать плотность и направление потока микрометеоров в пространстве. Для определения энергетического спектра микрометеорной пыли производится электронная селекция (по амплитуде) импульсов, вырабатываемых микрофонами. Например, на одном из исследовательских спутников столкновения с микрометеорами подсчитывались раздельно после двух каскадов усиления, подобранных так, что первый счетчик (после меньшего усиления) подсчитывал импульсы, соответствующие микрометеорам с моментом не менее 10^{-1} *г·см/сек*, а второй — все импульсы, которые соответствуют микрометеорам с моментами более 3×10^{-3} *г·см/сек*.

Датчики другого типа представляют собой двухслойную сетку площадью 1 *см*² из тонкой проволоки. При попадании микрометеора в сетку происходит обрыв проволоки, в результате чего сопротивление датчика резко возрастает. Это сопротивление служит составной частью генератора поднесущей с управлением по сопротивлению. В результате обрыва проволоки происходит резкое изменение частоты поднесущей.

За 20 *ч*, в течение которых работала телеметрическая система исследовательского спутника с такими датчиками на околоземной орбите, аппаратурой было зарегистрировано 145 столкновений с микрометеорами. Минимальная зарегистрированная масса частиц определялась в $5 \cdot 10^{-10}$ *г* при скорости 40 *км/сек*. Диаметр частиц в среднем составлял 4 *мк*.

Датчики инфракрасного излучения. Датчики для измерения инфракрасного излучения (ИК датчики), пожалуй, наиболее широко применяемая на спутниках разновидность датчиков. При помощи аппаратуры с такими датчиками изучается распределение температуры в атмосфере и на поверхности Земли, метеорологические условия Земли и динамика их изменений, тепловой баланс Земли, энергия и спектр излучения Солнца, температура и облачный покров планет солнечной системы, геометрия солнечной системы. ИК датчики применяются также на спутниках и космических кораблях для навигации и управления положением космического корабля в пространстве. Наконец, при помощи ИК датчиков контролиру-

ются температурные условия, в которых работает аппаратура спутников, и тепловой режим различных ее элементов.

Для преобразования ИК излучения в другие виды энергии, в частности в электрическую, используются ИК датчики, делящиеся в основном на две группы: тепловые и фотоэлектрические. Для коротковолнового участка ИК спектра до 5—7 *мк* применяют фотоэлектрические датчики, для более длинноволнового излучения — термодатчики, преобразующие ИК энергию в тепловую. К их числу относятся термоэлементы, болометры, терморезисторы, радиометры.

Чаще всего в качестве ИК датчиков применяют терморезисторы, обладающие почти равномерной частотной характеристикой в широком диапазоне длин волн от ультрафиолетовых до инфракрасных. Тепловые датчики, работающие без охлаждения, обладают относительно невысокой чувствительностью. В фотодатчиках для повышения чувствительности иногда применяют охлаждение до температуры жидкого гелия. Для ограничения участка спектра, в котором должен работать датчик, на пути прохождения к нему световых волн устанавливают полосовые фильтры.

Простейший ИК датчик — датчик температуры элементов конструкции спутника. Это терморезистор, включенный в мостовую схему, составленную из стабилизированных по температуре резисторов. Сопротивление диагонали такого моста является линейной функцией температуры терморезистора. При питании моста от источника стабильного напряжения изменения выходного напряжения моста пропорциональны изменению температуры.

Системы, содержащие ИК датчики, классифицируются по тому, применяется ли в них сканирование направления приема излучения, и по типу сканирования. Типовая система без сканирования, которая может быть применена, например, в качестве импульсного датчика горизонта, состоит из оптического фильтра, германиевой линзы и германиевого терморезисторного ИК датчика. Размеры системы 25×25×150 *мм*, вес вместе с транзисторным усилителем 226 *г*. Угол зрения системы 1,3×1,3°. Основное назначение датчика горизонта состоит не в измерении излучения, а в определении угла между осью вращения спутника и местной вертикалью. Датчик гори-

зонта реагирует на температурный градиент, существующий между относительно горячим излучением Земли (которая имеет температуру черного тела около 260° K) и излучением космического пространства с температурой около 4° K.

Датчик устанавливают на спутнике так, что его оптическая ось направлена перпендикулярно оси вращения спутника. При вращении спутника вокруг оси ИК датчик вырабатывает положительный импульс напряжения в течение времени, когда объектив направлен на Землю (или другой космический объект, по которому работает датчик). В усилителе этот импульс дифференцируется так, что на выходе усилителя получается узкий положительный импульс в момент пересечения полем зрения датчика линии горизонта в направлении «космос—Земля» (дифференцированный передний фронт импульса терморезистора) и отрицательный узкий импульс при пересечении горизонта в направлении «Земля—космос». Положение оси вращения относительно местной вертикали может быть вычислено, если известны время между двумя пересечениями линии горизонта, период вращения спутника и его высота над Землей.

На рис. 9 приведена телеметрическая запись показаний импульсного ИК датчика горизонта. Пересечения линии горизонта отмечены положительным и отрицательным импульсами для каждого оборота спутника. Для устранения ошибок из-за таких помех, как, например, холодные облака циклонного происхождения на больших высотах (при существовании которых датчик ИК не может отличать резкое изменение температуры от изменения температуры при пересечении горизонта), перед датчиком устанавливают оптический фильтр. Фильтрация достигается путем нанесения селективных оптических слоев на лицевую грань детектора или линзы.

На рис. 10 приведено схематическое изображение двухканального несканирующего радиометра, предназначенного для количественной оценки соотношения между отраженным от Земли солнечным излучением и собственным излучением Земли. Такого типа системы устанавливаются на метеорологических спутниках. Размеры радиометра: диаметр 75 *мм*, высота 50,8 *мм*. Вес около 57 *г*. Собирающие зеркала представляют собой полые конусы с отражающим покрытием из алюминия, позво-

ляющие получить угол зрения радиометра около 50°. Такая система позволяет получить примерно пятикратное оптическое усиление.

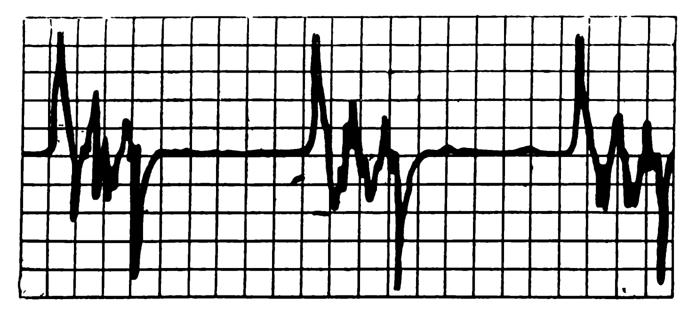


Рис. 9. Телеметрическая запись сигналов датчика горизонта.

Терморезисторные датчики имеют диаметр 5 *мм* при толщине 0,1 *мм*. Один из них имеет черное покрытие, другой — белое. Это сделано для того, чтобы радиометр был чувствителен не только к суммарному излучению,

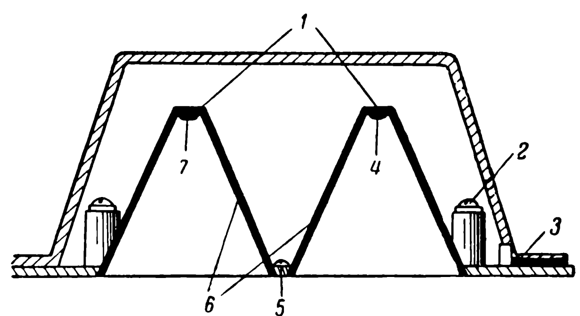


Рис. 10. Конструкция двухканального радиометра.
1 — терморезисторные детекторы; *2* — компенсирующие чувствительные элементы сопротивления; *3* — разъем; *4* — белое покрытие; *5* — контрольный бусинковый терморезистор; *6* — полиэфирная пленка, покрытая слоем алюминия; *7* — черное покрытие.

образованному солнечным и земным излучением, но и к собственному излучению Земли. Чтобы исключить искажения, связанные с переизлучением и передачей тепла опорами терморезисторов на корпус прибора, вводят компенсацию собственной температуры корпуса при

помощи бусинкового терморезистора, установленного на основании прибора.

Изменение сопротивления терморезисторов при их облучении используется для модуляции по частоте генератора поднесущей телеметрической системы.

Для уменьшения передачи тепла опорами датчиков на корпус прибора, конусы изготавливают из тонкой полиэфирной пленки. Установка датчиков на этой пленке, обладающей низкой теплопроводностью, уменьшает также передачу тепла к внутренней поверхности, образованной корпусом радиометра.

Оба датчика идентичны и различаются лишь поглощающей способностью материалов, нанесенных на их рабочие поверхности. Датчик с черным покрытием реагирует на коротковолновое солнечное излучение и на собственное излучение Земли. Датчик с белым покрытием отражает солнечное излучение, т. е. нечувствителен к нему, но хорошо поглощает длинноволновое излучение Земли. Когда радиометр обращен к ночной стороне Земли, реакция обоих приемников одинакова, так как практически вся излучаемая Землей энергия находится в сравнительно длинноволновой части ИК спектра (более 3 *мк*). Когда же просматривается сторона Земли, освещенная Солнцем, то реакция радиометров различна. Альбедо (отражающая способность) Земли можно определить, вычитая показания датчиков с белым покрытием из показаний датчика с черным покрытием.

На рис. 11 приведены кривые, характеризующие спектральный коэффициент отражения датчиков с черным (*1*) и белым (*2*) покрытием. Как видно, первый из них отражает почти все излучение в диапазоне от 0,2 до 4 *мк*. На этот диапазон приходится более 99% солнечной энергии. Следовательно, «белый» датчик практически не принимает солнечное излучение.

Сканирующие ИК системы имеют устройство, которое периодически изменяет направление поля зрения датчика в пространстве по заданному закону.

Для ориентации и стабилизации космических аппаратов в пространстве применяют также ИК системы с радиометрическим балансированием. В такой системе ИК изображение небесного тела, наблюдаемого из космоса, распределяется на два или четыре датчика. С помощью коммутатора непрерывно сравнивается коли-

чество ИК излучения, принимаемого каждым из датчиков, причем разностный сигнал системы служит сигналом корреляции положения космического корабля. С системами ориентации космического корабля и отдельных его агрегатов (например, панелей с солнечными элементами) относительно заданного небесного тела — Луны, Солнца, звезд — тесно связаны системы космической навигации.

На таком же принципе построена, например, система стабилизации вращения космической автоматической

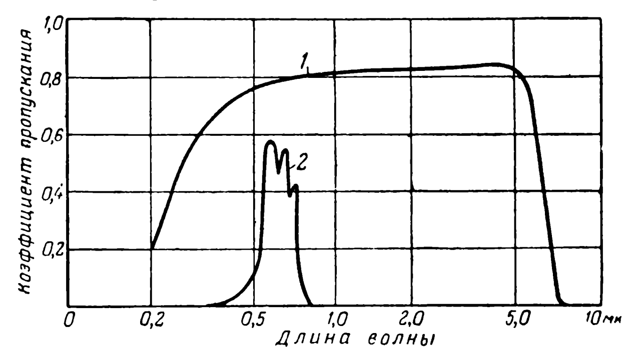


Рис. 11. Спектральные характеристики двухканального радиометра.

станции, запускаемой в сторону Луны. Оптический датчик системы (оптический триггер) расположен в задней части станции, обращенной к Земле. Он состоит из линзовой системы и двух фотоэлементов, сигналы с которых подаются на логическую схему. Последняя предназначена для выработки управляющих импульсов в тех случаях, когда объект, по которому происходит стабилизация, имеет достаточные угловые размеры.

После отделения станции от ускорителя линзовая система оптического триггера открывается и в ее поле зрения попадает Земля. Вследствие вращения станции вокруг своей оси изображение Земли попадает попеременно то на один, то на другой фотоэлементы триггера. Возникающие в них импульсы попеременно переключают триггер, выходное напряжение которого в виде последовательности прямоугольных импульсов, следующих с частотой, равной скорости вращения станции вокруг своей оси, подается на генератор поднесущей

телеметрической системы. Одновременно этот сигнал подается в схему управления скоростью вращения станции, где его частота повторения сравнивается с калиброванной. В этом случае, если скорость вращения станции, а следовательно, и частота повторения импульсов отличаются от заданной (5 *гц*), происходит коррекция скорости вращения.

ИК датчики применяют также в устройствах для автоматических спектрометрических исследований излучения Солнца и звезд.

Датчики изображения. На первых исследовательских спутниках была установлена система, позволяющая получить изображение Земли с борта спутника. Датчиками изображения здесь были фотоэлементы, а для развертки изображения использовалось движение спутника: при вращении его вокруг своей оси поле зрения фотоэлемента прочерчивало строку изображения, а вертикальная последовательность строк получалась благодаря перемещению спутника на орбите. Очень большой период развертки изображения, достигавший 2 *ч* (период оборота спутника на орбите), и простота структуры изображения были причиной относительно узкой полосы частот, занимаемой сигналом, что позволило передавать изображения без искажений по телеметрическому тракту.

В последнее время широко применяют миниатюрные телевизионные камеры, позволяющие получить информацию с высокой разрешающей способностью. Телевидение используется для получения изображения Земли и ее облачного покрова, для наблюдения за состоянием космонавтов и работой научных приборов на спутниках и космических кораблях, для передачи на Землю изображения космических объектов с орбитальных обсерваторий, оборудованных телескопами. Телевизионная техника позволила наблюдать с близкого расстояния поверхности Луны, Марса, получить изображение поверхности Венеры, скрытой облачным покровом. Космическая телевизионная система, установленная на борту советской космической обсерватории, позволила получить фотографии обратной стороны Луны.

В качестве датчиков в современных космических телевизионных системах обычно применяют камеры с миниатюрными, специально разработанными видиконами (диаметром 12,7 и 25,4 *мм*). Они отличаются повышен-

ной прочностью, имеют широкие температурные пределы работы. В видиконе применена специально разработанная фотопроводящая мишень с продолжительным временем хранения информации, рассчитанная на работу с большим периодом считывания.

Общая площадь печатного монтажа схемы передающей камеры вместе с синхронизирующими генераторами составляет лишь 500 *см*², вес камеры с оптикой не превышает 1,8 *кг*. Оптимальная надежность устройства

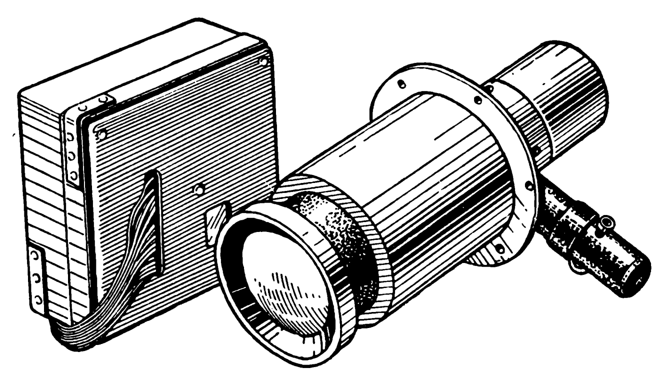


Рис. 12. Телевизионная камера с видиконом.

достигается применением отрицательных обратных связей во всех критических схемах и полупроводниковых стабилитронов как для стабилизации напряжения, так и для блокировки. Общее потребление мощности камерой не превышает 8 *вт*. Фотография видиконной телевизионной камеры метеорологического спутника приведена на рис. 12.

Наиболее серьезная проблема при создании космических телевизионных систем состоит в значительном потреблении передатчиками мощности, необходимой для передачи широкополосного сигнала с космических расстояний на Землю. Эта мощность пропорциональна полосе частот передаваемого сигнала при условии поддержания заданного отношения сигнал/шум. Полоса частот, занимаемая сигналом, пропорциональна скорости изменения информации. Последняя может быть уменьше-

на замедлением развертки считывающего луча в камере. На рис. 13 показана зависимость ширины полосы частот, занимаемой сигналом, от длительности развертки кадра. Дальнейшее уменьшение потребляемой мощности достигается устранением многократного дублирования кадров с одной и той же информацией, обычного для телевидения. Специфика космического телевидения состоит в том, что общая картина в кадре изменяется относи-

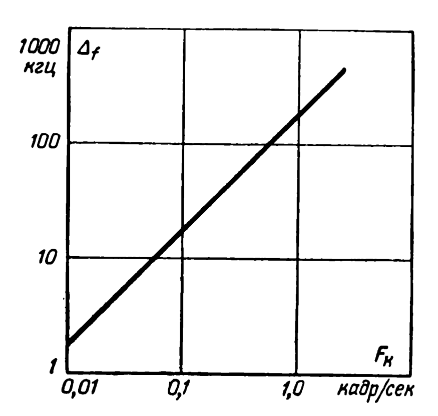


Рис. 13. Зависимость полосы пропускания телевизионного тракта от частоты кадров развертки.

тельно медленно. Это позволяет отказаться от передачи непрерывной последовательности кадров, и передавать лишь одиночные кадры по мере изменения общей передаваемой картины. При высоте орбиты спутника порядка 600 *км* можно передавать кадры лишь один раз в 200 *сек*.

В типовой камере, предназначенной для использования в космосе, длительность развертки кадра составляет 2 *сек* вместо примерно $^1/_{30}$ *сек* (для американского стандарта) в обычных телевизионных системах. Это означает, что полоса частот передаваемого сигнала сужается до 62,5 *кгц*, и выигрыш мощности только благодаря замедлению развертки достигает 60 раз.

Периодическая смена кадров на запоминающей мишени видикона осуществляется специальным автоматическим затвором, размещенным между объективом и

видиконом. Стирание предыдущей записи и открывание затвора производятся сигналами бортового программирующего устройства, синхронизированного времязадающим устройством спутника. Затвор периодически открывает доступ к видикону световым лучам на время 0,0015 *сек*.

Аппаратура магнитной записи. Значительную часть времени обращения на орбите спутник находится вне зоны видимости станций наблюдения, оборудованных аппаратурой для приема научных данных, записи и обработки их. В этот период времени происходит накопление и запоминание информации бортовой системой памяти, с последующей передачей накопленных данных на Землю. Полное признание нашла система магнитной записи данных.

После вывода спутника на орбиту и определения точных параметров орбиты по команде с наземной станции управления бортовая аппаратура включается в режим накопления и запоминания получаемой научной информации. Когда спутник, завершая оборот на орбите, вновь появляется в зоне уверенного приема наземной станции управления, по команде с последней бортовая аппаратура переключается в режим считывания накопленной информации и передачи ее на наземную станцию. Поступающая в этот период текущая информация обычно передается на Землю непосредственно по телеметрическим каналам, минуя этап запоминания.

Для спутников, вращающихся на околоземных орбитах (а таких большинство), время накопления информации равно орбитальному периоду, т. е. составляет примерно 100 *мин*, а время воспроизведения информации и передачи ее на Землю — около 5 *мин*. В течение 5 *мин* спутник находится в пределах зоны видимости наземной станции. Таким образом, скорость считывания информации превышает скорость ее поступления в 20 раз.

В типовой системе записи на магнитную ленту, предназначенной для накопления информации по изучению Солнца, полоса частот записываемого сигнала лежит в пределах 100—1 300 *гц*. Скорость протяжки магнитной ленты при записи составляет 19 *мм/сек*. В режиме воспроизведения скорость перемещения ленты равна 350 *мм/сек*, в результате чего происходит сдвиг полосы воспроизводимых частот (они теперь занимают диапа-

зон от 1,8 до 24 *кгц*). Воспроизводимая информация характеризуется отношением сигнал/шум не хуже 30 *дб* и паразитной амплитудной модуляцией несущей не более 10%. В системе осуществляется запись сигнала ЧМ поднесущей. Содержание второй гармоники не превышает 2%.

На рис. 14 приведена принципиальная схема аппаратуры магнитной записи и воспроизведения сигналов изображения на метеорологическом спутнике. Для записи видеосигнала, спектр которого лежит в полосе частот от 0 до 240 *гц*, он накладывается на поднесущую частоту 290 *гц*. В схеме предусмотрено подавление верхних боковых частот соответствующим выбором величины зазора в универсальной магнитной головке и применением режекторного фильтра в усилителе воспроизведения. Каналы записи и воспроизведения раздельные.

Генератор поднесущей на транзисторе T_1 имеет настроенный контур в цепи коллектора и фазосдвигающую цепь, повышающую стабильность частоты. В цепь эмиттера транзистора T_1 включен термостабилизирующий резистор с отрицательным температурным коэффициентом.

Подключение к выходу генератора фильтра низких частот позволяет снизить нелинейные искажения до 1,5%. Напряжение поднесущей частоты подается в противофазе на два свинцово-сульфидных фотоэлемента, выполняющих функцию оптического модулятора. Так как выходное сопротивление модулятора велико, входной каскад усилителя записи выполнен на лампе $Л_1$ с низким напряжением накала. Входное сопротивление этого каскада на частоте 290 *гц* составляет 50 *Мом*. Усилитель мощности выполнен на транзисторе T_2. В режиме записи сигнал с него подается на обмотку универсальной головки (ГУ). Максимальная амплитуда тока записи в головке 0,1 *ма*. Для выравнивания частотной характеристики в усилителе применена низкочастотная коррекция (6 *дб* на октаву). Чтобы избежать подмагничивания головки постоянным током, на ней имеется компенсирующая обмотка, включенная в цепь компенсирующего транзистора T_3. Подбором сопротивлений резисторов в цепях эмиттеров транзисторов T_2 и T_3 ток разбаланса уменьшается до 10 *мка*.

На транзисторах T_{16} и T_{17} выполнен двухтактный генератор токов подмагничивания и стирания. Обмотка стирающей головки входит в контур этого генератора. Ток подмагничивания подается в компенсирующую обмотку универсальной головки через транзистор T_3. Канал записи потребляет мощность 220 *мвт*.

Усилитель воспроизведения собран на транзисторах T_4—T_9. На обмотке универсальной головки в режиме воспроизведения развивается э. д. с. до 6 *мв*. Для получения достаточно высокого отношения сигнал/шум используется предварительный двухтактный усилитель (T_4, T_5) с малым уровнем собственных шумов. Для получения расчетной мощности сигнала модуляции 1,1 *вт* канал воспроизведения должен иметь усиление 84 *дб*.

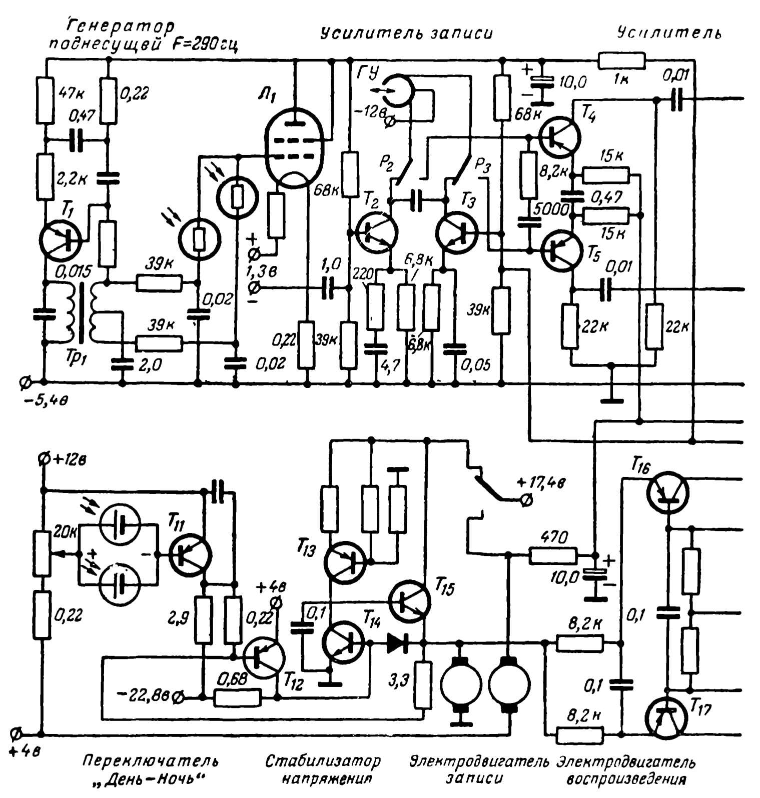


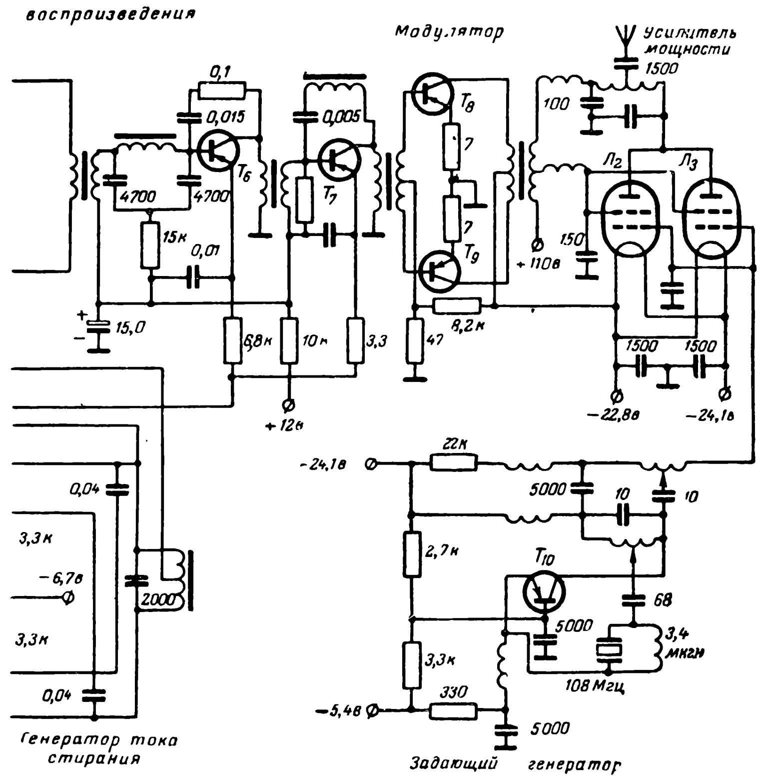
Рис. 14. Принципиальная схема усилите

Предварительный усилитель (T_4—T_7) дает усилие 60 *дб*. Дальнейшее усилие осуществляется радиочастотным усилителем мощности, в котором применены две параллельно включенные лампы $Л_2$, $Л_3$.

На выходе первого каскада усилителя включен режекторный Т-образный фильтр. Вносимое им в рабочем диапазоне частот затухание не превышает 1 *дб*. Фильтр обеспечивает резкое затухание на частотах ниже 1,8 *кгц*.

В выходном модуляторе на мощных транзисторах T_8 и T_9 используется небольшое смещение для уменьшения нелинейных искажений до 3% при мощности 1,1 *вт*. Контур усилителя радиочастоты соединен с антенной.

Задающий генератор высокой частоты выполнен на транзисторе T_{10} и стабилизирован кварцем.



лей магнитной записи и воспроизведения.

Особенности работы на борту спутника наложили отпечаток на конструкцию магнитофона — магнитофон длительное время должен работать без оператора. В процессе выведения спутника на орбиту он подвергается значительным перегрузкам и вибрациям. Поэтому особые требования предъявляются к надежности механической и электронной частей магнитофона, а также к проч-

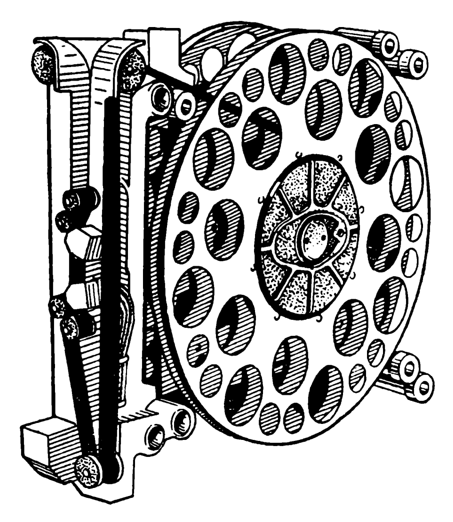


Рис. 15. Внешний вид магнитофона, применяющегося в качестве бортового устройства памяти.

ности носителя информации — ферромагнитной ленте. Конструкция должна обладать жесткостью, достаточной для нормальной работы после воздействия значительных ударных и вибрационных перегрузок и высоких температур.

Кроме того, магнитофон должен обладать минимальным весом, объемом и потреблять незначительную мощность. Выполнение всех этих требований возможно лишь при новом подходе к конструированию магнитофона. Применение специально разработанных элементов, таких как ведущий электродвигатель, магнитная лента и магнитные головки с большим сроком службы, позволило создать прибор с длительностью бесподстроечной работы в 1 000 *ч*.

На рис. 15 приведен внешний вид магнитофона. В конструкции магнитофонов широко применяются литые детали из магниевых и алюминиевых сплавов, в качестве эластичных материалов применяют неопрен и нейлон. Ферромагнитную ленту изготавливают на основе особо стойкой миларовой пленки.

Описанная аппаратура устанавливается не только на исследовательских спутниках, но и на метеорологических, навигационных и связных.

КОМПОНОВКА ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ СПУТНИКОВ

Исследовательские спутники и космические автоматические станции несут на себе комплекс датчиков научной информации с аппаратурой обработки сигналов, многоканальную телеметрическую систему для передачи на Землю данных измерений и сведений о работе узлов и агрегатов на борту спутника, аппаратуру стабилизации и ориентации панелей с солнечными элементами, приемную аппаратуру и исполнительные механизмы командной линии, времязадающее программное устройство, вырабатывающее временные сигналы автономного управления работой различных датчиков, источники бортового питания и солнечные батареи.

На рис. 16 приведена блок-схема электронного оборудования космической автоматической станции, предназначенной для получения комплекса научных данных о Луне с окололунной орбиты. Данные, поступающие с датчиков как в аналоговом, так и в цифровом виде, обрабатываются аппаратурой телеметрической системы. Аналоговые данные преобразуются в цифровые. Преобразователь состоит из амплитудного компаратора, в котором сравниваются величины аналогового сигнала и напряжения ступенчатой формы. Количество ступеней, лежащих ниже уровня преобразующего аналогового напряжения, пропорционально этому напряжению. В последующей схеме от каждой ступеньки образуется импульс. Таким образом, количество выходных импульсов за период сравнения пропорционально входному напряжению.

Цифровые данные как с преобразователя, так и непосредственно с датчиков поступают на двоичные счетчики со сдвиговыми регистрами емкостью 12 двоичных

знаков в каждом измерительном канале. Полный цикл передачи данных состоит из 11 слов (по 12 двоичных знаков), каждое из которых соответствует своему измерительному каналу. Электронный коммутатор синхронно переключает каналы, подавая последовательно в каждый сдвиговый регистр по 12 сдвиговых импульсов.

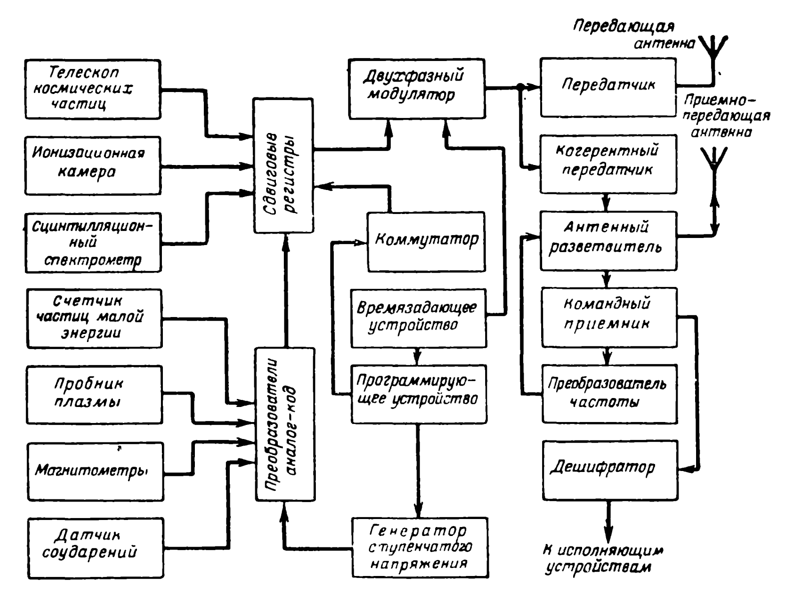


Рис. 16. Блок-схема радиоэлектронного оборудования исследовательского спутника с цифровой обработкой данных.

В результате на двухфазный модулятор передатчика поступает последовательность слов в двоичном коде. Импульсы двоичного кода воздействуют на поднесущую, изменяя ее фазу на 180° каждый раз, когда должна быть передана «единица». Затем поднесущая поступает на когерентный передатчик для фазовой модуляции несущей. Частота поднесущей 1 024 *гц*.

Импульсы, управляющие электронным коммутатором и сдвиговыми регистрами, вырабатываются программным устройством хронизатора.

Командный приемник спутника имеет схему поиска по частоте, который происходит в полосе 20 *кгц* с пе-

риодом 30 *сек*. При захвате сигнала несущей поиск прекращается. Приемник может обрабатывать до 20 различных команд. Сигналы команд образуются фазомодулированной поднесущей частотой 512 *гц*. Последняя и несет информацию путем амплитудной модуляции кодом из 13 импульсов. Для измерения скорости спутника несущая с приемника преобразуется по частоте (с коэффициентом 16/17) и поступает на когерентный передатчик для переизлучения на Землю. На несущую этого передатчика накладывается поднесущая бортовой телеметрической системы. Мощность передатчика 1,5 *вт*. Второй бортовой передатчик резервный.

На рис. 17 приведена схема компоновки спутника, предназначенного для исследования верхней атмосферы и околоземного пространства. В нижней части корпуса укреплены четыре панели с солнечными элементами, разворачиваемые на орбите, и четыре стержня. На одном из стержней укреплены пластины датчика электронной концентрации, на противоположном — датчик электронной температуры. Остальные два стержня служат для балансировки. На стенке цилиндрического корпуса под обтекателем диаметром 8,8 *см* смонтирован солнечный датчик ориентации. На верхней части корпуса установлены три детектора коротковолнового радиоизлучения водорода и два пропорциональных счетчика рентгеновых лучей в диапазоне 3—12 Å. Здесь же укреплены четыре антенны.

В центральной части корпуса расположен цилиндр диаметром 12,7 *см*, в котором находится черенковский счетчик. Выше него на конической опоре укреплен масс-спектрометр. Электронная схема масс-спектрометра расположена внутри конической опоры.

Установленные на спутнике научные приборы рассчитаны на работу в течение года. Данные измерений 66 параметров передаются на Землю. Часть информации записывается на магнитную ленту и ускоренно воспроизводится по команде с Земли.

Примером конструктивного оформления датчиков космической радиации и схем обработки их сигналов может служить установленная на спутнике аппаратура для радиационного эксперимента. Спутник предназначен для измерения первичных космических лучей, их энергетического спектра и законов изменений этого спектра

в результате модуляции их межпланетным магнитным полем.

В этом эксперименте предполагалось изучение спектра космических лучей детектором черенковского эффекта, путем измерения интенсивности тяжелых ядер в зависимости от географической широты. Энергетический спектр может быть затем определен из известных величин минимальных энергий, которыми должны обладать частицы для того, чтобы преодолеть магнитное поле Земли на данной широте.

Детектор пересекает полный энергетический спектр космических лучей в диапазоне от 3 до $15 \cdot 10^9$ *эв*

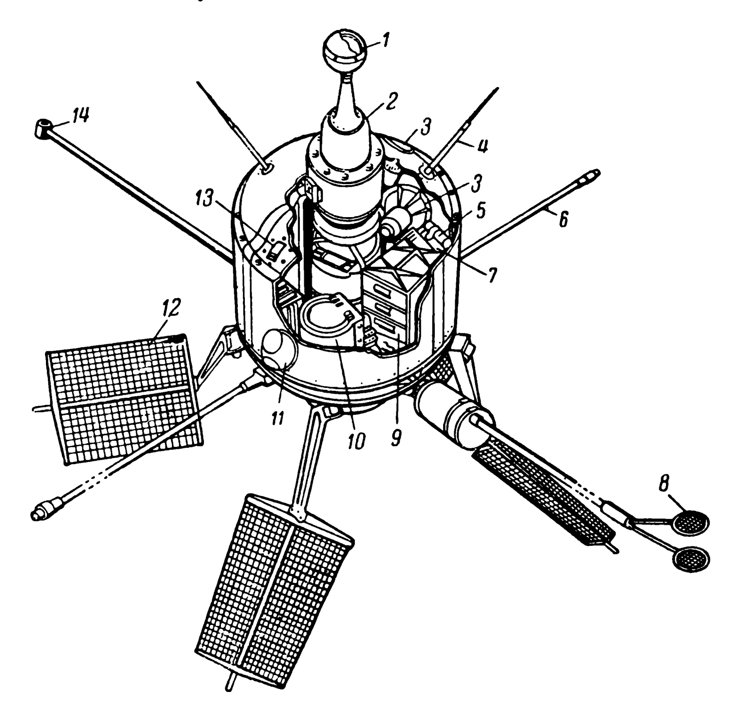


Рис. 17. Схема компоновки спутника, предназначенного для исследования верхней атмосферы.

1 — масс-спектрометр ионов; *2* — черенковский счетчик; *3* — детектор коротковолнового радиоизлучения водорода; *4* — антенна; *5* — временнóе устройство; *6* — стержень для балансировки; *7* — аккумуляторные батареи; *8* — датчик электронной плотности; *9* — аппаратурный контейнер; *10* — устройство записи данных; *11* — солнечный датчик; *12* — панель солнечных элементов; *13* — счетчик рентгеновского излучения; *14* — прибор для измерения электронной температуры.

четырежды на каждом витке, что дает возможность выяснить изменения спектра во времени. Кроме того, одновременное измерение вариаций интенсивности космических лучей вблизи поверхности Земли при помощи аппаратуры, размещенной на самолетах, дает возможность установить соответствие их первичному спектру. Это может позволить в дальнейшем по результатам измерений только с помощью самолетной аппаратуры восстанавливать истинную картину космического излучения в межпланетном пространстве.

На спутнике также установлены два счетчика Гейгера. На тех участках орбиты, где спутник находится вне поясов радиации, ими измеряется интенсивность энергетического спектра первичных протонов и потока солнечных протонов. Это дает возможность одновременного наблюдения вариаций протонов и тяжелых ядер во времени. Внутри радиационных поясов Земли первый счетчик Гейгера насыщается, измерение интенсивности частиц высоких энергий происходит вторым, менее чувствительным счетчиком.

Черенковский детектор представляет собой полую сферу из диэлектрика диаметром 10 *см*, в вырез которой вставлен торец фотоумножителя диаметром 5 *см*. Световые вспышки, возникающие при проникновении частиц в материал сферы, фиксируются фотоумножителем. Выходные импульсы фотоумножителя поступают на дискриминатор, пропускающий в последующую схему счета количества частиц лишь импульсы, соответствующие первичным тяжелым ядрам. Слабые импульсы, соответствующие вспышкам, вызванным более легкими космическими ядрами и частицами в радиационных поясах, отсекаются.

Вся аппаратура для измерения космического излучения установлена на оси вращения спутника в передней его части. Сфера черенковского датчика вынесена на наружную поверхность оболочки спутника. Таким образом, тяжелые космические ядра могут проникать в нее практически в пределах всей передней полусферы, внутренняя поверхность которой находится в поле зрения фотоумножителя. Задняя полусфера датчика экранируется поверхностью спутника.

Благодаря расположению датчика на оси спутника достигается неизменность направления приема косми-

ческих лучей при вращении спутника вокруг своей оси.

На рис. 18 приведена блок-схема аппаратуры измерения интенсивности космических лучей, а на рис. 19 — принципиальная схема обработки сигналов датчиков.

Фотоумножитель генерирует отрицательные импульсы микросекундной длительности с амплитудой в несколько сотен милливольт на сопротивлении порядка 0,5 *Мом.*

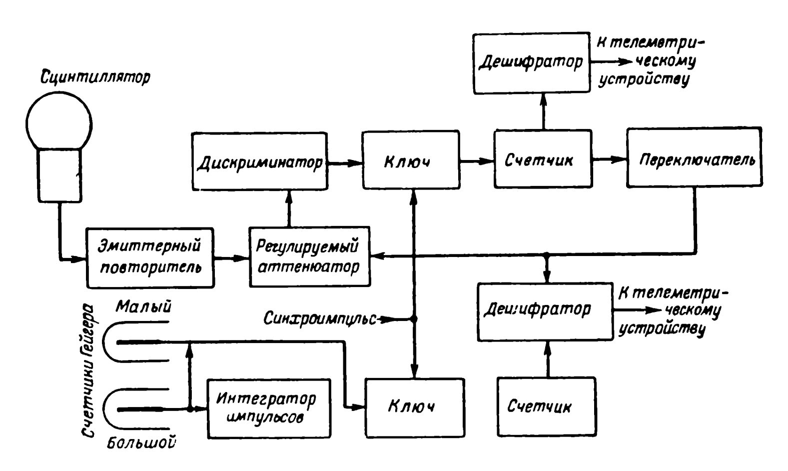


Рис. 18. Блок-схема аппаратуры для измерения космической радиации.

Это сопротивление согласуется со входом схемы при помощи двухступенчатого эмиттерного повторителя (T_1, T_2), в котором применены кремниевые транзисторы с большой скоростью переключения. Входное сопротивление эмиттерного повторителя достигает 1 *Мом* при относительно низкой входной емкости, что позволяет передавать импульсы с минимальными искажениями.

С эмиттерного повторителя импульс поступает в электронный аттенюатор (T_3, T_4). Введение дополнительного затухания в схему достигается подключением шунтирующего резистора. Для этого сигнал с соответствующего ключа T_3 подается на транзистор T_4, в коллектор которого включен шунтирующий резистор, и отпирает этот

транзистор. Через отпертый транзистор шунтирующий резистор оказывается подключенным к общей шине и создает делитель в цепи прохождения импульса. При запирании транзистора T_4 этот резистор практически отключается из схемы, и затухание импульса соответственно уменьшается.

Импульсный моностабильный дискриминатор (T_5—T_8) выполнен с эмиттерной связью. Уровень порога дискриминатора устанавливается при помощи калиброванного резистора. С выхода дискриминатора через импульсный усилитель T_9 и разрешающую схему импульсы поступают на счетное устройство, состоящее из восьми двоичных ячеек. Импульсный усилитель и разрешающая схема образованы из усилителя-ограничителя на транзисторе T_9 с общим эмиттером, вход которого может быть шунтирован при отсутствии разрешения на прохождение импульсов транзистором T_{10}, который переключается импульсом разрешения.

Когда емкость двоичной памяти заполнена, импульс с последней ячейки изменяет состояние переключающего каскада, выходной сигнал которого управляет электронным аттенюатором.

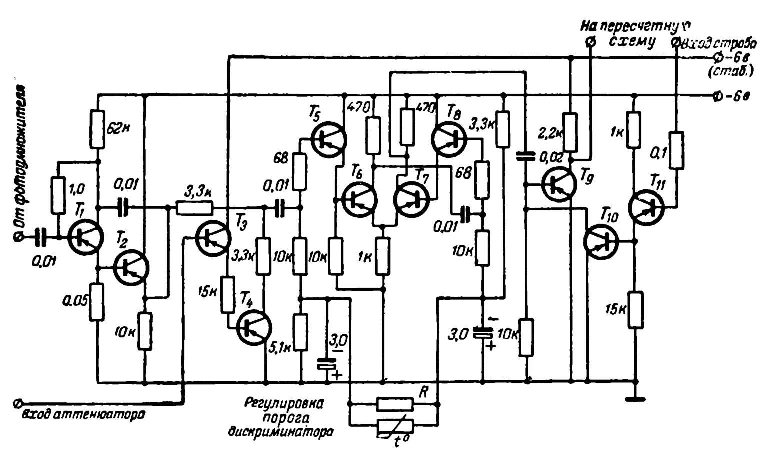


Рис. 19. Принципиальная схема обработки сигналов с датчиков космической радиации.

Задача получения наибольшей плотности монтажа при применении обычных деталей решена путем применения объемных модулей, в которых элементы расположены между двумя параллельными печатными платами.

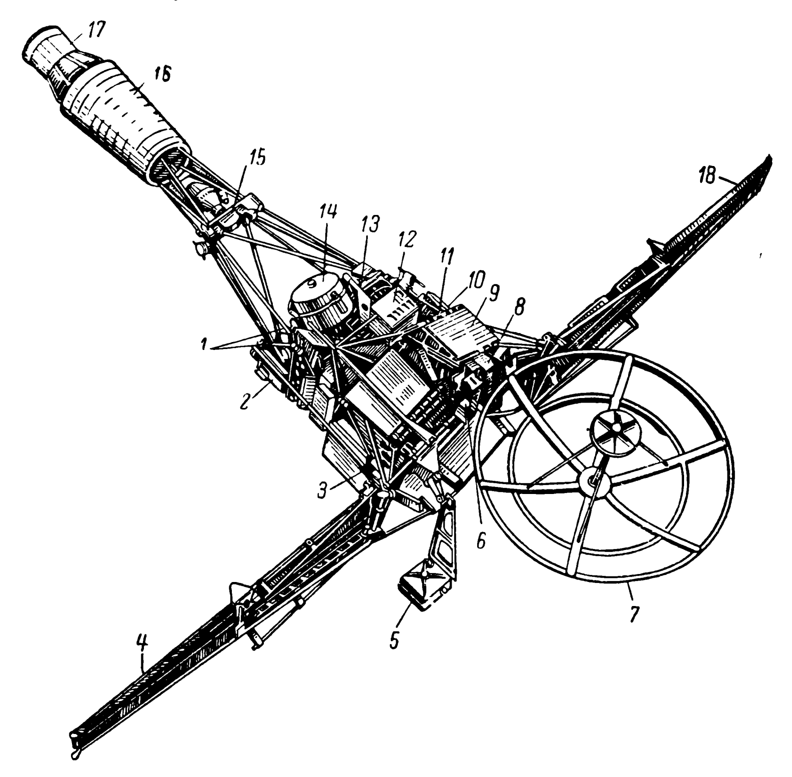


Рис. 20. Размещение радиоэлектронного оборудования на космической станции.

1 — детекторы космического фона; *2* — электростатический анализатор; *3*—солнечный датчик; *4* — панель солнечных элементов; *5* — электростатический анализатор; *6* — датчик Земли; *7* — направленная антенна; *8* — блок привода антенны; *9* — аппаратурный контейнер; *10* — сцинтилляционный счетчик; *11*—корректирующие ракетные двигатели; *12* — электростатический анализатор; *13* — детектор микрометеоров; *14* — телескоп коротковолнового радиоизлучения водорода; *15* — ионизационная камера; *16* — магнитометр; *17* — всенаправленная антенна; *18* — панель солнечных элементов.

При таком монтаже каждая ячейка-модуль имеет размеры 25×25×18 *мм*.

На рис. 20 показано размещение радиоэлектронной аппаратуры космической станции, предназначенной для

исследования условий вблизи Луны и планет солнечной системы. Автоматическая станция, построенная по такому принципу, в декабре 1962 г. прошла вблизи планеты Венера и передала на Землю большое количество научной информации.

К раме, составляющей основу конструкции станции, прикрепляют ракетный двигатель, предназначенный для корректирования траектории, и шесть блоков, в которых размещена аппаратура датчиков, приемо-передатчик, цифровое вычислительное устройство, командные цепи и системы управления положением станции в пространстве. К этой же раме прикрепляют три антенны.

В комплект датчиков автоматической станции входят два радиометра: один из них предназначен для сканирования поверхности Венеры на волне 13,5 *мм* для обнаружения водяных паров в атмосфере, а другой — на волне 19 *мм* для измерения температуры поверхности. Параболическая антенна СВЧ радиометра диаметром 61 *см*, смонтированная на подвижном основании, может поворачиваться на 120°. В режиме поиска диска планеты скорость качания антенны равна 1 *град/сек* до тех пор, пока в поле ее зрения не попадет планета. Затем по мере прохождения станции мимо Венеры сканирование происходит со скоростью 0,1 *град/сек*. Радиометр СВЧ весит 10,8 *кг* и потребляет 3,5 *вт*.

Цель эксперимента — определить, что является источником радиосигналов, приходящих от Венеры, — сильно нагретая поверхность планеты или ее плотная ионосфера. В том случае, если сигналы СВЧ приходят от сильно нагретой поверхности планеты, интенсивность сигнала достигает максимума вблизи среднего положения антенны, когда она направлена перпендикулярно поверхности планеты. Если же сигналы приходят от сильно заряженной ионосферы, то они должны быть максимальны, когда антенна направлена на края диска планеты.

Излучение на волне 13,5 *мм* поглощается парами воды. Если излучение с такой длиной волны не регистрируется радиометром, то это указывает на то, что в атмосфере Венеры имеются пары воды. Излучение на волне 19 *мм* не поглощается парами воды, но поглощается углекислым газом, и его измерение позволяет определить температуру планеты. Вначале антенна сканирует неосвещен-

ную Солнцем сторону Венеры, а затем при большем сближении — освещенную сторону.

Инфракрасный радиометр, соединенный с антенной СВЧ, работает в диапазонах волн 8—9 *мк* и 10—10,8 *мк*. Один из его датчиков должен сканировать поверхность Венеры, а другой — брать опорные отсчеты по излучению космоса. По расчетам разрешающая способность прибора составляет 2° К в области температур около 235° К (предполагаемая температура верхнего слоя атмосферы Венеры).

Радиометр может обнаружить разрывы в облачном покрове, окутывающем Венеру, величиной в 1% от площади диска планеты (в том случае, если такие разрывы имеются) путем измерения в этих разрывах температуры поверхности планеты. Вес инфракрасного радиометра 1,2 *кг*, потребляемая мощность 2 *вт*.

Убедительной иллюстрацией разнообразия возможностей применения радиоэлектроники при проведении эксперимента в космическом пространстве может служить космическая автоматическая станция, предназначенная для «мягкой» посадки на Луну. Под «мягкой» подразумевается такая посадка, при которой в момент касания поверхности Луны посадочная скорость аппарата близка к нулю. В задачи космической обсерватории входит определение физических условий вблизи лунной поверхности, взятие и анализ проб лунного грунта, осмотр телевизионными камерами поверхности Луны и передача ее изображения на Землю.

Все операции, выполняемые автоматической космической станцией, начиная с корректирования баланса горизонтальной и вертикальной составляющих скорости аппарата на конечном участке траектории перед посадкой, разворачивания и установки космической станции на поверхности Луны и кончая бурением скважины для взятия проб грунта и проведением всестороннего анализа частиц почвы, проводятся по сигналам командных и программных систем управления.

На рис. 21 показана фотография конструкции одного из вариантов космической станции. На ней установлены четыре телевизионные камеры. Три из них предназначены для передачи на Землю изображения участков лунной поверхности. Эти камеры расположены так, что после посадки аппарата на Луну и соответствующей уста-

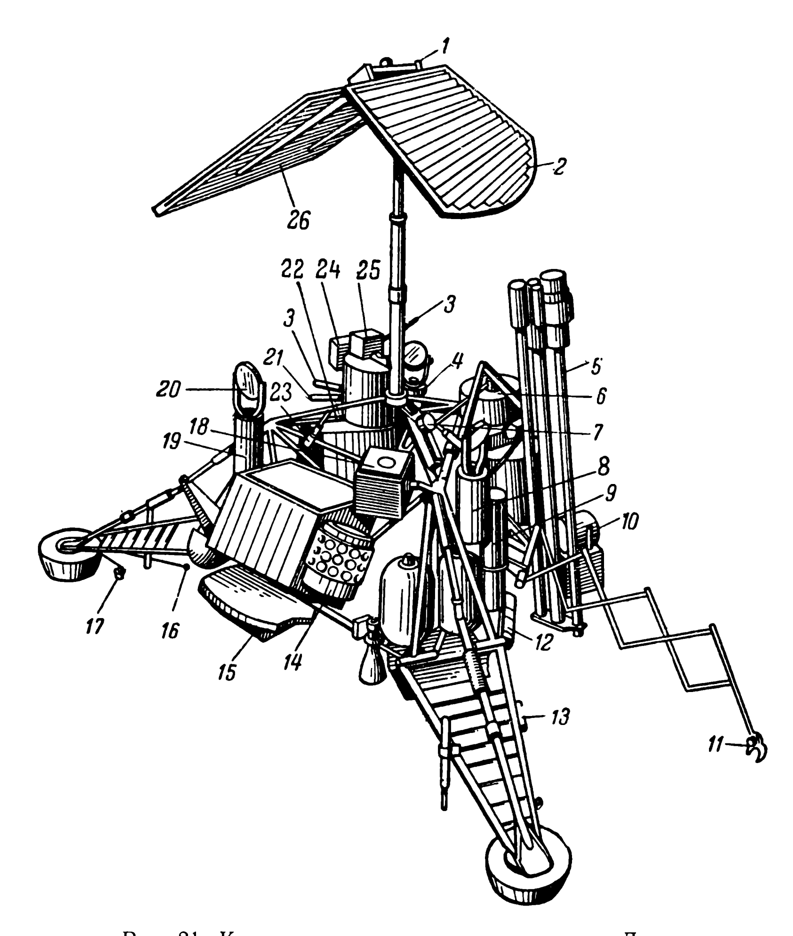


Рис. 21. Космическая станция для изучения Луны.

1 — солнечный датчик; *2* — панель солнечных элементов; *3* — всенаправленная антенна; *4* — телевизионная камера; *5* — зонд для изучения подпочвенного слоя; *6* — прибор для изучения магнитных свойств лунных пород; *7* — магнитометр; *8, 9* — телевизионные камеры; *10* — приборы для анализа образцов породы; *11* — устройство для взятия породы; *12* — приборы для измерения температуры у поверхности луны; *13* — прибор для определения прочности лунного грунта; *14* — ядерная энергетическая установка; *15* — антенна допплеровского радиолокатора; *16* — «снаряд» с акселерометром; *17* — устройство для измерения скорости звука в лунных породах; *18* — прибор для определения энергетического спектра потока космических частиц: *19* — телевизионная камера; *20* — зеркало телевизионной камеры; *21* — устройство для измерения скорости звука в породе; *22* — телескоп; *23* — зеркало телескопа; *24*—приборы для определения давления атмосферы и ее газового состава; *25* — сейсмометр; *26* — антенна для связи с Землей.

новки его они будут проводить круговой обзор в горизонтальной плоскости и в пределах угла 65° в вертикальной плоскости. Каждая камера снабжена тремя сменными объективами: широкоугольными, телеобъективом и объективом с высокой разрешающей способностью. Когда объективы камеры сфокусированы на предмете, отстоящем от нее на 4 *м*, они обеспечивают разрешающую способность соответственно 4, 1 и 0,2 *мм*. При помощи этих камер можно получать стереоскопические изображения, а также проводить фотометрические, калориметрические и поляриметрические исследования.

Камеры установлены неподвижно, их объективы направлены вверх. Над объективом каждой камеры установлено зеркало, наклоненное под углом 45° к вертикали. Таким образом, через это зеркало изображение горизонтальной поверхности Луны отразится на оптическую систему камеры. Изменение угла установки зеркал позволит проводить дополнительный обзор и осуществлять такой режим работы, как, например, стереоскопический. Управление углами установки зеркал, сменой объективов, режимами работы телевизионных камер осуществляется командной радиосистемой.

Камеры включаются задолго до посадки аппарата на Луну. Непосредственно после включения камер поле обзора будет составлять 40 000 *км*^{2}, а разрешающая способность — 0,33 *км*.

Четвертая телевизионная камера (*9*) предназначена для наблюдения за работой буровой установки.

Большой интерес представляют структура и физические свойства поверхности Луны. Поверхностный слой почвы изучается при помощи акселерометров (датчиков ускорения), смонтированных в специальных «снарядах» конической и полусферической формы. Эти снаряды предназначены для сбрасывания на поверхность Луны с небольшой высоты, и по показаниям акселерометров будет определяться скорость погружения снарядов в поверхностный слой. Полученные данные можно будет сравнить с данными, характерными для различных земных почв, подвергнутых такому же эксперименту.

Для измерения скорости распространения звука в лунных породах специальным устройством будет выбрасываться заряд взрывчатого вещества и подрываться на определенном расстоянии от космической лаборатории.

Создаваемые взрывом звуковые колебания, пройдя это расстояние, будут приниматься бортовыми датчиками. Временна́я задержка между моментом взрыва и моментом прихода звуковой волны по грунту измеряется прибором, датчик которого размещен в грунтовом зонде. Диапазон измеряемых прибором скоростей от 100 до 7 500 *м/сек*.

Аппаратура позволит также определить прочность лунного грунта и произвести сейсмические измерения. Лунный сейсмометр состоит из массы, подвешенной на пружине, имеющей период свободных колебаний 1 *сек*. Затухание системы близко к критическому. Колебания грунта Луны в результате «лунотрясений» или падения метеоров вызовут движение подвешенной массы сейсмометра относительно рамы. При этом в преобразовательном элементе—катушке возникают электрические сигналы. Они усиливаются и поступают на генератор ЧМ поднесущей. В системе получается увеличение реального перемещения в $1{,}7 \cdot 10^6$ раз по сравнению с колебаниями лунной поверхности. Максимальное увеличение будет на частоте 4 *гц*. Полоса пропускания системы от 0,05 до 5 *гц*. Сейсмометр обладает настолько высокой чувствительностью, что при сдвиге почвы на 1 *ммк* будет вырабатывать напряжение от 25 до 50 *мв*.

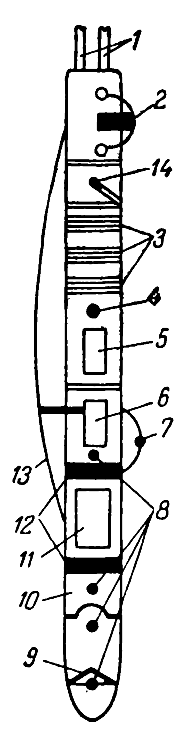


Рис. 22. Зонд для изучения подпочвенного слоя Луны.

1 — кабель к космической станции; *2* — «геофон» для измерения скорости звука в лунной породе; *3* — индукционные катушки прибора для измерения магнитной проницаемости породы; *4* — термопара; *5* — счетчик Гейгера; *6* — потенциометр, измеряющий диаметр скважины по сжатию пружины; *7* — пружина с термопарой для измерения температуры стенки скважины; *8* — термопара для измерения температуры приборов; *9* — коническое зеркало; *10* — радиационный пирометр; *11* — прибор для измерения скорости теплопередачи в породе; *12* — теплозащитные экраны; *13* — пружина, прижимающая зонд к стенке скважины; *14* — радиоизотоп.

Установка для бурения в лунной поверхности сква-

жины диаметром 5 *см* и глубиной 1,5 *м* даст возможность изучить подпочвенный слой. В пробуренную скважину опускается измерительный зонд, схематическое изображение которого приведено на рис. 22. Измерения зондом будут производиться на нескольких глубинах через каждые 15 *см*.

Плотность породы определяется по отраженному гамма-излучению. Для этого в зонде помещен радиоактивный изотоп, служащий источником радиоактивного излучения. Отраженное от породы, образующей стенки скважины, излучение регистрируется счетчиком Гейгера — Мюллера. Интенсивность отраженного излучения пропорциональна плотности породы.

Для измерения теплопроводности лунной породы в зонд встроен электрический нагреватель и радиационный пирометр. С космической лабораторией зонд соединяется кабелями.

Бортовой аппаратурой производится анализ образцов лунной породы, получаемых с поверхности специальным захватом. В рентгеновском спектрометре образцы облучаются электронами, и по наведенному рентгеновому излучению определяется процентное содержание в образце следующих элементов: алюминия, серы, титана, хлора, хрома, железа, калия, кальция, магния, марганца и натрия.

МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ СПУТНИКИ

Весьма перспективно применение спутников для изучения процессов формирования погоды в масштабах планеты, знание которых необходимо для составления долгосрочных прогнозов погоды, предупреждения штормов и ураганов. Существующая сеть метеорологических станций распределена по поверхности планеты неравномерно. Большая часть (около $^4/_5$) земной поверхности вообще недоступна для регулярных метеорологических наблюдений, так как она занята морями, океанами и труднодоступными районами. Очевидно, что имеющаяся сеть наземных метеорологических станций не позволяет эффективно контролировать, например, режим облачности на всей поверхности Земли.

Применение одновременно нескольких спутников с телевизионной аппаратурой, соответственно ориенти-

рованных относительно Земли, позволяет непрерывно следить за распределением облачности по всему земному шару, наблюдать формирование и распределение мощных воздушных вихрей, ураганов, штормов. Такие же широкие возможности открывает и использование спутников для исследования теплового режима земной поверхности и атмосферы, а также других факторов, имеющих значение для предсказания погоды.

Картина распределения облачности, на основании которой составлялись прогнозы перемещений облачности, вихрей и ураганов была получена при помощи метеорологического спутника системы «Тайрос». На спутниках этой системы имеются две телевизионные камеры, предназначенные для передачи на Землю изображения облачного покрова в двух масштабах. Широкоугольная камера имеет угол поля зрения 110° (при светосиле объектива 1,5) и охватывает площадь на поверхности Земли в квадрате со стороной 1 300 *км*. Разрешающая способность камеры 2,4 *км* в центре и 5 *км* по краям кадра. Эта камера служит для получения изображения большого района, по которому можно оценить общую картину распределения облачности и осуществить привязку к местности изображения, полученного при помощи камеры с узкоугольным объективом. Последняя позволяет выявить тонкую структуру облачного образования. При разрешающей способности 100 *м* (угол зрения примерно 12°) эта камера дает изображение квадрата земной поверхности со стороной 50 *км*, находящегося в центре большого квадрата, обозреваемого камерой с широкоугольным объективом.

Ось спутника стабилизирована в пространстве. Оптические оси обеих телевизионных камер параллельны оси спутника и направлены в одну сторону. В связи с тем, что камеры дают удовлетворительное изображение лишь тогда, когда поверхность Земли освещена прямыми солнечными лучами, аппаратура вырабатывает полезную информацию лишь в те периоды времени, когда спутник при движении по орбите проходит между Землей и Солнцем. Вследствие постоянной его ориентации в пространстве в эти периоды верхняя плоскость спутника всегда направлена к Солнцу. Поэтому на ней в основном размещены солнечные элементы, питающие энергией большую часть аппаратуры спутника.

Блок-схема телевизионной системы метеорологического спутника приведена на рис. 23. Обе телевизионные камеры работают независимо друг от друга. Накопленное изображение развертывается 500 строками. Длительность развертки каждого кадра 2 *сек*.

Каждый телевизионный канал имеет свой командный приемник, программное устройство, передатчик и аппаратуру записи изображения на магнитную ленту. За

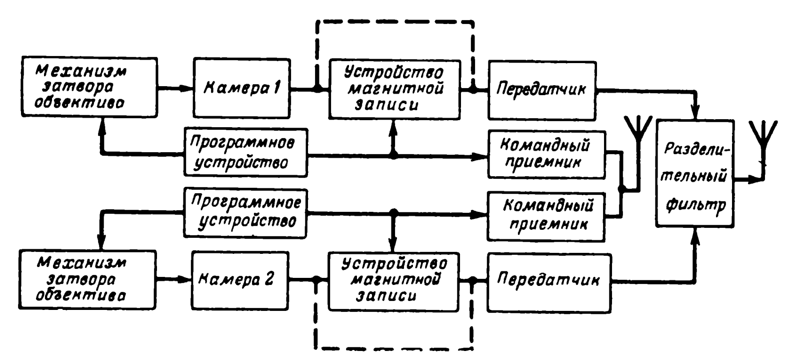


Рис. 23. Блок-схема телевизионной системы метеорологического спутника.

один оборот на орбите спутника каждая камера дает 32 изображения, которые записываются в каждом канале на магнитную ленту длиной 120 *м*. Запись осуществляется на две дорожки в каждом канале: на одной записывается и хранится видеоинформация, на другой — информация об ориентации спутника в момент экспозиции соответствующего кадра. Для экономии магнитной ленты запись происходит лишь в период считывающей развертки (2 *сек*) телевизионной камеры.

Записанная информация по команде передается на Землю, когда спутник находится в зоне видимости станции наблюдения (радиус зоны до 2 400 *км*). Период нахождения в зоне видимости составляет 3—12 *мин*, из которых на передачу записанных сигналов отводится 3,5 *мин*.

Помимо телевизионной аппаратуры, на рис. 23 приведены цепи программирующего устройства, определяющего последовательность команд, которое содержит

бортовой эталон времени, синхронизирующий работу камер и записывающих устройств.

Так как спутник вращается вокруг своей оси, то для привязки к местности передаваемых изображений необходимо знать угловую ориентацию камер. Эти сведения

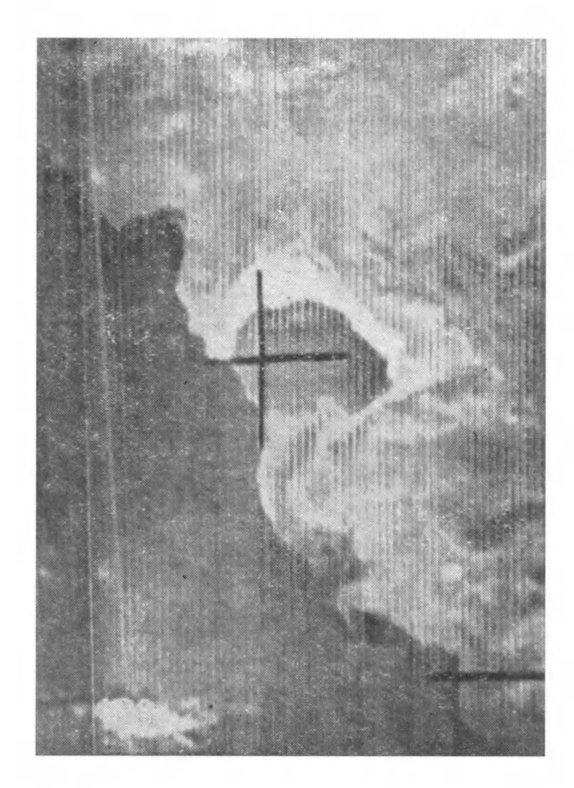


Рис. 24. Изображение восточного берега Каспийского моря с заливом Кара-Богаз-Гол, полученное с борта спутника.

получаются с помощью девяти солнечных датчиков, расположенных через каждые 40° по периметру спутника. В систему ориентации входит также ИК датчик горизонта. Наземными станциями по сигналам этих датчиков определяется положение оси вращения спутника в пространстве. На спутнике предусмотрена система принудительной коррекции его ориентации по командам с Зем-

ли. Для этого в конструкции спутника применен соленоид, состоящий из 250 витков медного провода, намотанного по периферии корпуса. При помощи двенадцатипозиционного переключателя, связанного с командным приемником, ступенчато изменяются величина и полярность магнитного поля соленоида путем изменения тока и направления его в обмотке. Вследствие взаимодейст-

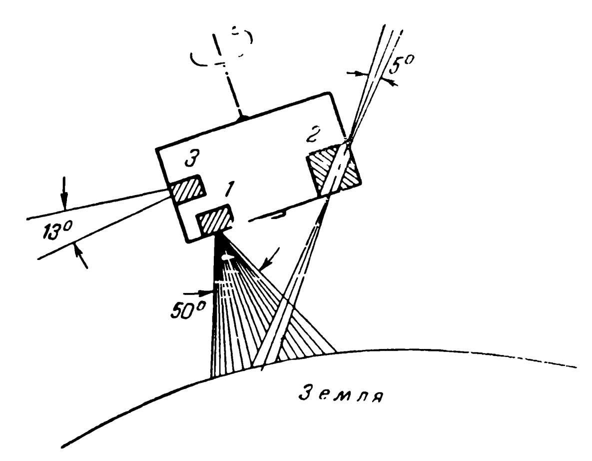


Рис. 25. Расположение и ориентация в пространстве ИК датчиков метеорологического спутника.

1 — радиометр с широким полем зрения; *2* — пятиканальный радиометр с узким полем зрения; *3* — ИК датчик горизонта.

вия магнитного поля корректирующего соленоида с магнитным полем Земли происходит отклонение оси вращения спутника с максимальной угловой скоростью до 25° в сутки.

За 3 мес. работы одного из спутников такого типа было получено около 23 000 кадров, изображающих различные участки поверхности Земли или облачного покрова. На полученных снимках различаются очертания участков суши, моря, крупные реки, а также облачные образования. Пример изображения, полученного с борта спутника, приведен на рис. 24.

Помимо телевизионной аппаратуры, на метеорологических спутниках устанавливают аппаратуру для измерения инфракрасного излучения Земли. На рис. 25 приведено расположение и ориентация ИК датчиков на спутнике, оборудованном двумя ИК системами. Эти системы позволяют измерять инфракрасное излучение Земли и изучать тепловой баланс земной поверхности и атмосферы.

Фотография одного из радиометров несканирующего типа приведена на рис. 26.

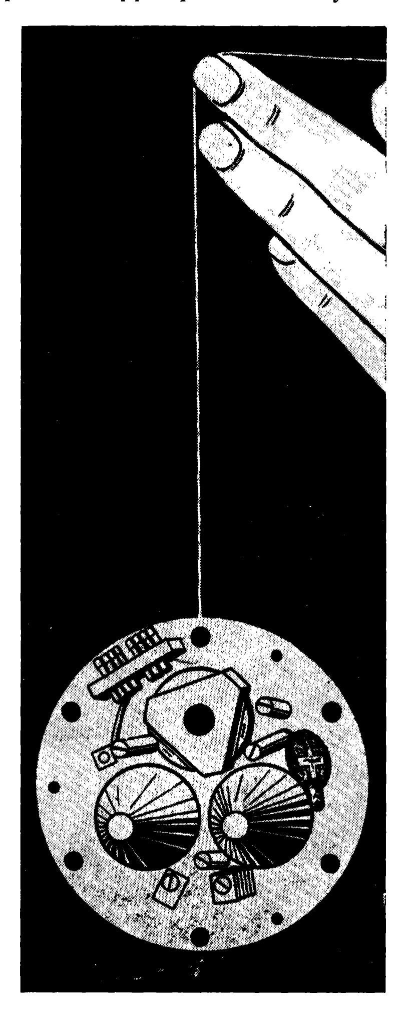


Рис. 26. Двухканальный ИК радиометр.

Второй ИК радиометр пятиканальный, с разверткой, создаваемой движением спутника. Область обзора радиометра соответствует области обзора узкоугольной камеры. Пять каналов радиометра, в каждом из которых предусмотрена модуляция излучения, содержат пять независимых детекторов. При движении спутника на орбите все пять каналов одновременно просматривают один и тот же участок земной поверхности размерами 54×54 *км*. Излучение, поступающее в каждый из каналов, фильтруется так, чтобы на каждый детектор попадало излучение лишь определенного участка спектра.

При помощи каждого канала можно попеременно измерять излучения с двух противоположных направлений — из космического пространства и с Земли. Температура космического пространства принята в качестве опорной точки для калибровки индикаторов, регистрирующих температуру Земли.

На рис. 27 приведен поперечный разрез одного из каналов радиометра. Лучи инфракрасного и видимого участков спектра, поступающие на вход канала с каждого из двух направлений, отклоняются призмой на 90°

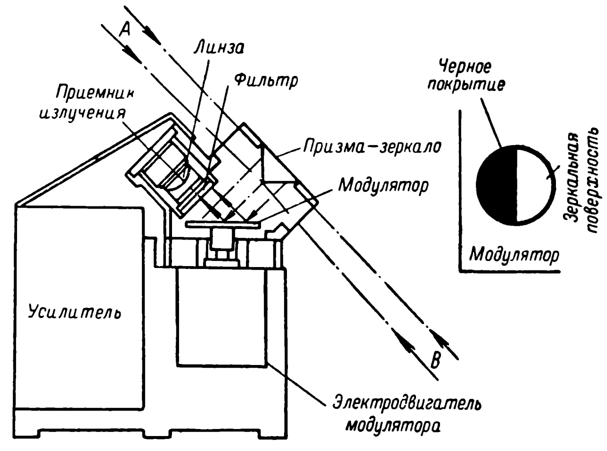


Рис. 27. Поперечный разрез канала ИК радиометра со сканированием.

и направляются на вращающееся зеркало, с которого отражаются в объектив радиометра. Они проходят через линзу и специальный фильтр и попадают на детектор термисторного типа. Половина площади вращающегося зеркала покрыта поглощающей краской, и поэтому оно периодически прерывает поток инфракрасного излучения, поступающего со стороны призмы. При этом на выходе детектора получается сигнал переменного тока, который затем после преобразования усиливается и записывается на магнитную ленту для последующей передачи на Землю.

Весь модулятор, включая его зачерненную часть, все время находится в поле зрения детектора. Поэтому собственное излучение зеркала и последующей оптической

системы оказывается немодулированным, и создаваемый им сигнал не проходит через усилитель переменного тока. Переменное напряжение с выхода детектора пропорционально разности двух излучений, одно из которых приходит из космического пространства, а другое — от Земли. Благодаря симметричности конструкции безразлично, какой стороной радиометр повернут к Земле. Пять радиометров установлены в один ряд, их модуляторные зеркала вращаются со скоростью 44 *об/сек* от одного синхронного электродвигателя.

Выходной сигнал каждого детектора подается на отдельный усилитель, коэффициент усиления которого выбран в зависимости от чувствительности детектора. После усиления сигнал поступает на фазовый преобразователь и затем выпрямляется мостовой схемой с симметричным выходом. Такой выход позволяет подключить схему к генератору поднесущей в аппаратуре магнитной записи.

Антенна командного приемника спутника расположена в верхней части корпуса. Большая часть боковой поверхности и верхняя плоскость спутника покрыты солнечными элементами. При разработке спутника форма и габариты его определяются в основном необходимой мощностью солнечной батареи.

Выше упоминалось, что эффективность метеорологических спутников принципиально зависит от стабилизации спутника на орбите. Насколько велико значение электроники в системе стабилизации, видно на примере работы системы автоматической стабилизации перспективного метеорологического спутника, представляющего собой дальнейшее развитие спутника с телевизонной аппаратурой. Благодаря применению специальной системы ориентации объективы телевизионных камер этого спутника постоянно направлены к Земле. Система автоматической ориентации позволяет разворачивать спутник вокруг оси, перпендикулярной плоскости орбиты. За время полного оборота вокруг Земли (108 *мин*) спутник совершает разворот вокруг собственной оси на 360°.

Система стабилизации спутника стабилизирует его по всем трем осям с погрешностью до 1° при скорости вращения спутника, не превышающей 0,5 *об/сек.* Такая высокая стабильность положения спутника обеспечивает

постоянную ориентацию телевизионных камер по отношению к Земле.

В систему стабилизации входят следующие основные элементы: три инерциальных диска, по одному на каждую ось, смонтированных непосредственно на арматуре трех миниатюрных 32-полюсных электродвигателей переменного тока; два инфракрасных датчика горизонта с германиевыми датчиками; два солнечных датчика для грубой и точной ориентации; восемь сопел для сжатого газа для коррекции углов крена, тангажа и рыскания; миниатюрная электронно-вычислительная машина весом 1,6 *кг*, потребляющая мощность 5—6 *вт*.

Система стабилизации начинает действовать через 2 *сек* после отделения спутника от ракеты-носителя. Прежде всего открывается сопло тангажа, и в течение 20 *сек* выпускается струя холодного азота. Спутник начинает разворачиваться. Сигналы с инфракрасных датчиков горизонта, расположенных по оси полета и повернутых друг относительно друга на 180°, поступают через усилитель на электронно-вычислительную машину, сравнивающую их и выдающую команду на работу одного из сопел коррекции крена. Одновременно для коррекции тангажа на электронно-вычислительную машину поступает сигнал от инфракрасного датчика горизонта, направленного вперед. От воздействия этого сигнала вырабатывается команда на работу сопла тангажа. В результате спутник принимает заданное положение по осям тангажа и крена с погрешностью до 3° и вращается со скоростью, не превышающей 0,5 *об/мин*. После этого пневматическая система стабилизации отключается.

Для приведения спутника в заданное положение по двум осям с погрешностью до 1° сигналы инфракрасных датчиков горизонта с вычислительной машины поступают на соответствующие приводы инерциальных дисков, которые раскручиваются до некоторой скорости, пропорциональной входному напряжению. Возникающий при этом вращающий момент прикладывается к корпусу спутника. По мере разворачивания спутника сигнал ошибки уменьшается. После полной компенсации сигнала ошибки спутник стабилизируется в откорректированном положении. Успокоение инерциального диска производится газовой струей сопла, включаемого порого-

вым детектором, находящимся в цепи запуска инерциального диска.

Через 180 *сек* после отделения спутника вступает в действие грубый солнечный датчик, состоящий из восьми солнечных элементов. Он фиксирует положение спутника относительно Солнца и приводит курсовой угол спутника к заданному значению с погрешностью до 3°. В течение следующих 180 *сек* инерциальный диск устройства точного контроля рыскания приводит спутник к курсовому углу с погрешностью до 1°. Через 6 *мин* после отделения ускорителя спутник оказывается стабилизированным. Чувствительный солнечный датчик используется для проверки дрейфа гироскопа оси рыскания. Он устроен так, что освещается солнцем только тогда, когда луч падает под прямым углом к местной вертикали спутника. Выходное напряжение с этого датчика через телеметрическую линию посылается на Землю, где оно сравнивается с сигналом калиброванного гироскопического устройства, и в случае расхождения на борт спутника посылается сигнал коррекции.

Через 6 *мин* с момента отделения спутника включаются видиконные камеры. Панели, на которых смонтированы солнечные элементы, развертываются через 2 *сек* после отделения ускорителя. Панели с солнечными элементами ориентируются относительно Солнца с погрешностью до 10°.

Вес всей системы управления составляет около 45 *кг*. Электронная часть системы собрана из 125 залитых эпоксидной смолой модулей, смонтированных непосредственно на стенках корпуса спутника для правильного распределения веса и теплового баланса. Только электронно-вычислительная машина, состоящая из 35 модулей, собрана в виде отдельного прибора.

Оборудование метеорологических спутников может быть дополнено метеорологическими радиолокаторами, позволяющими расширить область применения этих спутников, в частности наблюдать массированные перемещения воздуха в любое время суток. По данным радиолокационных станций наблюдений (в диапазоне $\lambda=2$ *см*) можно устанавливать зоны выпадения сильных осадков, зоны облачного покрова без дождя и зоны, свободные от облачного покрова.

НАВИГАЦИОННЫЕ СПУТНИКИ

Особенности искусственных спутников Земли, заключающиеся в том, что зона видимости спутника охватывает огромные площади (спутник с высотой орбиты 1 000 *км* виден в зоне радиусом 3 000 *км*), а положение спутника на орбите может быть предсказано с высокой точностью, позволяют создать с их использованием глобальную навигационную систему, свободную от ряда недостатков существующих радионавигационных и навигационных систем.

Известно, что современные радионавигационные системы имеют ограниченную дальность действия, подвержены значительным помехам в периоды магнитных бурь и северных сияний. Астрономические средства навигации невозможно использовать в сложных метеорологических условиях. Инерциальные навигационные системы нуждаются в периодической коррекции их показаний по данным других систем.

Глобальная навигационная система с использованием спутников дает возможность с высокой точностью определять координаты кораблей и самолетов, находящихся в любой точке земного шара, в любых метеорологических условиях, независимо от времени года и времени суток. Погрешность определения координат при использовании простейшего оборудования составляет ±900 *м*; при обработке данных наблюдения за спутником на вычислительной машине погрешность уменьшается до ±180 *м*.

Информация о положении объекта, оборудованного станцией слежения за спутником, получается путем измерения на этой станции допплеровского сдвига частоты бортового передатчика спутника во время прохождения последнего в зоне видимости объекта. В связи с тем, что в системе используются четыре спутника, время ожидания спутника в любой точке Земли не превышает 110 *мин*.

Когда спутник проходит в зоне видимости станции наблюдения, установленной, скажем, на корабле, приемник станции принимает сигнал бортового передатчика спутника. Частота принимаемого сигнала отличается от излучаемой передатчиком частоты на величину, пропорциональную радиальной составляющей скорости спут-

ника относительно точки приема, и изменяется во времени по определенному закону. По мере приближения спутника к точке приема допплеровский сдвиг частоты уменьшается со скоростью, зависящей от расположения орбиты спутника, и обращается в нуль в тот момент, когда радиальная составляющая скорости спутника относительно точки приема становится равной нулю. Если точно известны орбита спутника и координаты его в этот момент, то путем простого пеленгования спутника может быть определено положение объекта наблюдения. Расстояние до спутника в этом случае определяется по результатам измерения скорости, с которой изменяется допплеровская частота. Разработаны методы определения координат по допплеровскому сдвигу в нескольких точках орбиты, при которых нет необходимости пеленгования спутника.

В настоящее время нет возможности предсказать траекторию спутника с необходимой точностью более чем на 3—4 дня вперед. Поэтому в системе используется введение в бортовое устройство памяти спутника данных прогнозируемой орбиты на ближайшие 12 *ч* и периодическая передача спутником своих координат. Таблица текущих данных (эфемерид) спутника вводится в блок памяти с наземной станции ввода данных. Таблица содержит три координаты спутника в инерциальной геоцентрической системе координат для каждой минуты на последующие 12 *ч*. Таблица содержит также данные о времени, которому соответствует каждая серия значений координат.

Для определения дважды в сутки точных координат спутников и прогнозирования их орбит используют специальные станции слежения за спутниками, данные с которых обрабатываются вычислительным центром и подаются на станцию ввода данных.

Схема элементов системы навигационных спутников приведена на рис. 28. Станция ввода данных передает также в бортовое устройство сигналы точного времени для коррекции бортового временнóго устройства спутника.

Бортовая аппаратура спутников навигационной системы состоит из передатчиков (двух или четырех), излучающих непрерывные колебания кратных частот, телеметрической системы с датчиками, контролирующи-

ми параметры конструкции спутников, системы питания, командной системы, бортового устройства точного времени, блока накопления данных, антенн.

На экспериментальных навигационных спутниках были установлены четыре передатчика, объединенные в две группы. Одна группа излучала колебания с частотами 54 и 324 *Мгц*, вторая — 162 и 216 *Мгц*. Каждая из групп работала от автономного задающего генератора.

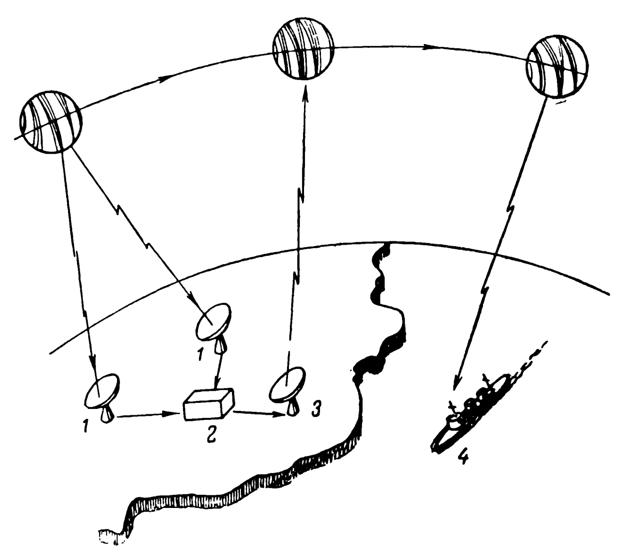


Рис. 28. Схема элементов системы радионавигационных спутников.

1 — станция измерения параметров орбиты; *2* — вычислительный центр; *3* — станция ввода данных; *4* — приемная аппаратура.

Надежность работы системы повышается тем, что обе группы в электрическом отношении полностью автономны и имеют отдельные источники питания. Поэтому при повреждении одной из них навигационная система не отказывает.

Для запоминания таблицы эфемерид используется ферритовое запоминающее устройство емкостью 1 400 двоичных знаков. Передача двоично кодированной информации о предполагаемой орбите осуществляется передатчиком с фазовой модуляцией несущей. Время в навигационной системе отсчитывается в секундах по

Гринвичу (начиная с полуночи). Сигналы времени подаются кварцевыми часами, возбуждаемыми эталоном частоты. Стабильность эталона поверяется по сигналам точного времени, передаваемым специальными станциями.

Основное условие высокой точности измерения в доплеровской системе состоит в стабильности частоты задающего генератора. Погрешность в допплеровском сдвиге частоты на 1 *гц* при частоте передатчика 100 *Мгц* приводит к погрешности определения координат объекта в 1,8 *км*. Это накладывает особые требования на выбор кварца и условия его работы. В аппаратуре установлены кристаллы кварца среза АТ с температурной нестабильностью $5 \cdot 10^{-8}$ 1/°С. Кристаллы тщательно отбирают и подвергают вибрационным испытаниям. Для уменьшения скорости дрейфа частоты генератора при движении спутника на орбите, когда происходят резкие перепады температуры при вхождении спутника в тень Земли и выходе из нее, кварцы помещены в термостаты, состоящие из трех концентрических цилиндров, между которыми проложены перемежающиеся прокладки из стеклоткани и алюминиевой фольги. Позолоченная наружная поверхность термостата исключает нагрев от инфракрасного и светового излучений. После выведения спутника на орбиту в цилиндре термостата создается вакуум. В течение одного оборота спутника вокруг Земли температура внутренней стенки термостата колеблется в пределах ±1° С. В последних моделях навигационных спутников благодаря принятым мерам достигнута нестабильность частоты генератора $5 \cdot 10^{-10}$ в течение часа.

На навигационном спутнике применяют широкополосную спиральную антенну. Она образована двумя двухзаходными спиралями, нанесенными на поверхность двух полусфер, составляющих корпус спутника. Обе половины антенны питаются с диаметрально противоположных точек. Так как полусферы экранированы друг от друга приборным отсеком, то излучение в полярном направлении от каждой полусферы независимо, и паразитная связь между ними минимальна.

На одном из навигационных спутников в качестве первичного источника электроэнергии были впервые применены ядерные батареи, в которых использовалось

излучение альфа-активного радиоизотопа плутония-238 с периодом полураспада 90 лет. Тепло, возникающее в результате распада радиоизотопа, преобразуется в электроэнергию при помощи термопар. Вес установки 2 *кг*, диаметр 12,7 *см*, высота 14 *см*. Установка отдавала мощность 2,5—3 *вт*. Установка заключена в прочный корпус для предотвращения радиоактивного заражения местности в случае неудачного запуска, и рассчитана на работу в течение 5 лет.

Предполагается, что аппаратура последующих навигационных спутников также будет питаться от ядерных батарей, срок службы которых значительно выше, чем химических.

СВЯЗНЫЕ СПУТНИКИ

Освоение техники запуска искусственных спутников и стабилизации их на орбите обеспечили условия для создания широкополосной системы сверхдальней и глобальной радиосвязи. Такая система позволяет осуществлять радиосвязь между двумя любыми пунктами земного шара, исключает влияние нестабильности ионосферы на надежность радиосвязи, допускает снижение мощности передающих станций (так как антенны системы имеют высокую направленность, а на спутниках установлены активные ретрансляторы). Запуски экспериментальных связных спутников позволили осуществить непосредственную телевизионную передачу между континентами.

Чтобы получить высококачественную передачу сигналов по линии Земля — космос — Земля, аппаратура связи должна иметь высокую чувствительность. Полоса частот космической линии связи на высоких частотах ограничивается значительным затуханием в атмосфере, а на низких частотах — космическими шумами и общей перегруженностью эфира. Выбор метода модуляции позволяет получить оптимальное отношение сигнала к шуму. Для увеличения мощности излучения передатчика спутника и для того, чтобы избежать взаимных помех при работе наземных станций одновременно с передатчиками нескольких спутников, необходимо применять высоконаправленные антенны.

Предварительные расчеты и опыт эксплуатации экспериментального спутника с широкополосной ретрансля-

цией показали, что в системе связи с одним спутником непосредственная связь между двумя радиостанциями, расположенными по обе стороны Атлантического океана, возможна приблизительно в течение 100 *мин* в день. Естественно, что это время зависит от расстояний между станциями и при увеличении расстояния сокращается. Для связи на большие расстояния, при которых спутник не может одновременно находиться в зоне видимости обеих станций, возможна установка на спутнике устройства памяти, записывающего предназначенные для передачи сообщения при прохождении спутника в зоне передающей станции и затем считывающего эти сообщения по команде с Земли при прохождении спутника в зоне приемной станции. Такая система глобальной связи с задержанной ретрансляцией обладает ограниченной емкостью информации (как вследствие недостатка времени, в течение которого возможен надежный прием информации на борту спутника, так и вследствие ограниченной емкости памяти) и значительной задержкой передачи информации, так как спутник должен сделать минимум половину оборота на орбите между моментами приема информации и ее ретрансляции.

Оборудование и принцип работы связного спутника с активной ретрансляцией широкополосного сигнала будут рассмотрены на примере средневысотного спутника, показавшего высокую эксплуатационную надежность. Во время Олимпийских игр 1964 г. в Токио спутник использовали для трансляции телевизионных передач в системе «Всемирного телевидения».

Связной спутник позволяет ретранслировать одну телевизионную программу (в том числе и цветную) или вести телефонную связь по 600 каналам.

Спутник предназначен для приема и ретрансляции сигналов с частотной модуляцией. С наземной передающей станции на борт спутника поступают сигналы на частоте 6 390 *Мгц*. На борту они усиливаются и преобразуются по частоте, а затем излучаются на Землю на частоте 4 170 *Мгц*. Таким образом, каналы связи «Земля — спутник» и «спутник — Земля» работают в сантиметровом диапазоне волн, менее всего перегруженном и подверженном помехам. Этот диапазон позволяет применять антенны небольшого размера.

На рис. 29 приведена блок-схема ретранслятора спутника. Поступающий на вход приемника сигнал частотой 6 390 *Мгц* для получения промежуточной частоты 90 *Мгц* смешивается с сигналом, генерируемым местным гетеродином с кварцевой стабилизацией. Последующее усиление сигнала происходит широкополосным усилите-

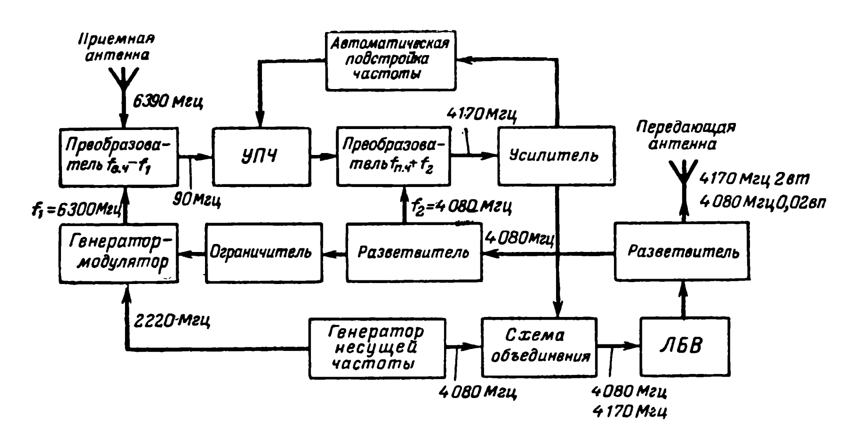


Рис. 29. Блок-схема ретранслятора связного спутника.

лем промежуточной частоты на 14 германиевых диффузионных транзисторах. Ширина полосы пропускания усилителя составляет 50 *Мгц* при коэффициенте усиления 65—85 *дб.* Затем сигнал промежуточной частоты смешивается с сигналом второго стабилизированного кварцем гетеродина, и сигнал преобразованной частоты 4 170 *Мгц* усиливается лампой бегущей волны (ЛБВ), которая усиливает широкополосный сигнал в 5 000 раз. После ЛБВ выходной сигнал поступает в антенную систему и излучается в качестве основного сигнала, несущего передаваемую информацию.

Общий коэффициент усиления тракта рабочего сигнала равен $1 \cdot 10^{10}$, выходная мощность сигнала — 2,25 *вт.*

Бортовые кварцевые гетеродины сантиметрового диапазона состоят из задающих генераторов соответствующих частот и умножителей частоты на транзисторах и варакторных диодах. Результирующая частота первого

гетеродина 2 220 *Мгц*, второго — 4 080 *Мгц*. В результате смешения этих частот в генераторе биений получается частота 6 300 *Мгц*, которая и подается на преобразователь частоты приемника, где смешивается с принимаемым сигналом. Их разностная частота 90 *Мгц* служит промежуточной частотой.

Кроме того, сигнал частотой 4 080 *Мгц* со второго гетеродина подается на второй преобразователь частоты (в передатчике), где после смешения с сигналом промежуточной частоты 90 *Мгц* образуется сигнал частотой 4 170 *Мгц*.

Перед подачей сигнала второго гетеродина на генератор биений приемника он усиливается той же ЛБВ и затем проходит через систему фильтров. Часть мощности этого сигнала частотой 4 080 *Мгц* после ЛБВ ответвляется в антенную систему и излучается. Этот немодулированный сигнал (уровень его мощности около 25 *мвт*) используется в режиме маяка для обнаружения и точного слежения за спутником.

Выходные сигналы передатчика при помощи реактивного делителя разделяются на восемь равных по уровню мощности сигналов, каждый из которых по коаксиальному кабелю подается на полосковую линию питания передающей антенны. Каждая полосковая линия питает шесть волноводных излучателей. Таким образом, передающая антенна состоит из 48 L-образных волноводных излучателей, размещенных по окружности вдоль экваториальной линии корпуса спутника. Каждый излучатель помещен в свой резонатор. Так же образована и приемная антенна, состоящая из 72 волноводных элементов.

Сложение диаграмм излучения каждого излучателя антенны для получения общей диаграммы достигается тем, что колебания к каждому излучателю подводятся в строго определенной фазе. Обе антенны имеют однородное поле излучения с круговой поляризацией. Лишь в полярных областях спутника образуются узкие зоны, в которых имеются провалы в диаграмме направленности.

Волноводная система, изготовленная из магниевого сплава с серебряным покрытием, имеет общую длину около 3 *м*. Большую часть волновода составляют согласующие шлейфы и фильтры.

Внешний вид высокочастотного блока приведен на рис. 30. На этом рисунке видны усилитель промежуточной частоты и ЛБВ с магнитной системой.

ЛБВ спутника при диаметре менее сантиметра имеет длину 30 *см*. Вместе с системой магнитной фокусировки она весит 3,2 *кг*. Коэффициент полезного действия этой специально разработанной ЛБВ достигает 30%, что значительно выше типового значения.

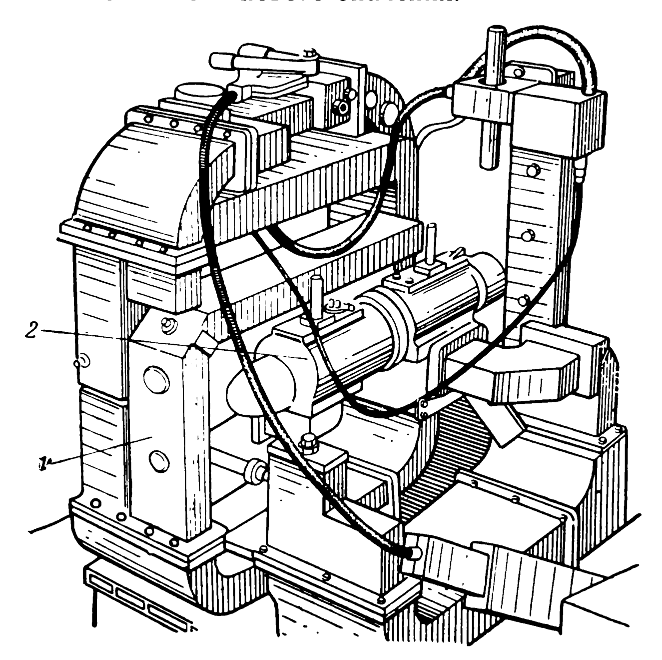


Рис. 30. Волноводная система ретранслятора.
1 — усилитель промежуточной частоты; 2 — лампа бегущей волны.

После вывода связного спутника на орбиту из верхней его части выдвигается третья антенна, предназначенная для передачи телеметрических сигналов, приема команд и передачи сигналов радиомаяка. При помощи телеметрической системы контролируются 115 параметров работы бортового оборудования и конструкции спутника. Бортовое телеметрическое устройство выбирает и обрабатывает данные измерений температуры, напряжений и давлений, плотности электронов и прото-

нов в окружающем пространстве и т. п. Телеметрическая информация передается на частоте 136 *Мгц* в виде посылок один раз в секунду сигналов с кодо-импульсной модуляцией. Мощность передатчика 0,25 *вт*. Одновременно он служит и радиомаяком.

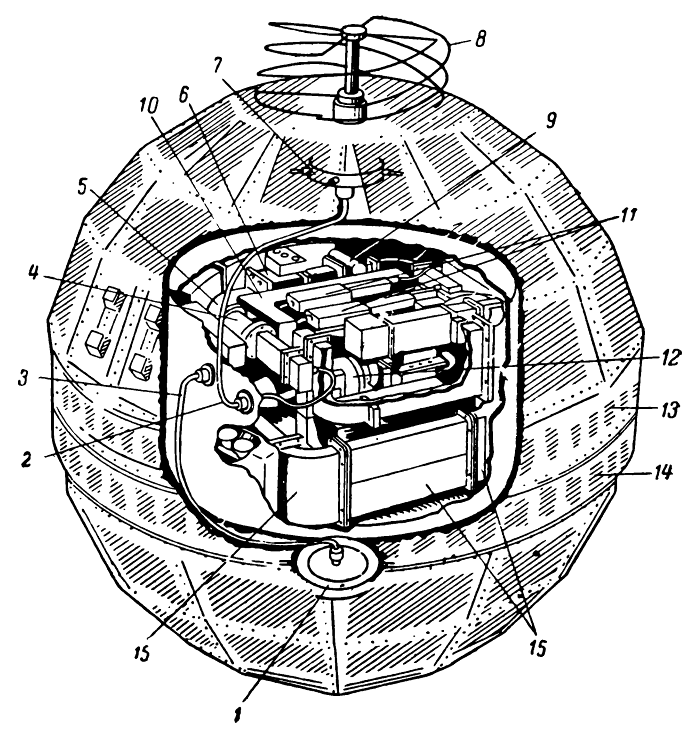


Рис. 31. Компоновка связного спутника.

1 — расщепитель СВЧ мощности; *2* — кабель от приемной антенны; *3* — выходной кабель; *4* — первый преобразователь частоты; *5* — фильтр; *6* — генератор биений; *7* — расщепитель СВЧ мощности приемной антенны; *8* — антенна; *9* — фильтр-ограничитель; *10* — УПЧ; *11* — умножитель частоты; *12* — ЛБВ; *13* — приемная СВЧ антенна; *14* — передающая СВЧ антенна; *15* — волновод.

На рис. 31 приведена схема компоновки спутника. Сферический корпус спутника образован 72 плоскими алюминиевыми панелями, на 50 из которых размещены секции солнечных элементов. По периметру корпуса расположены шесть солнечных датчиков-фотоэлементов, по изменению мощности которых (телеметрируемому на

Землю) при вращении спутника определяется положение его оси относительно Солнца. На трех гранях обшивки спутника установлены металлические зеркала, которые при определенном взаимном расположении спутника, Земли и Солнца позволяют обнаруживать спутник оптическими приборами. Вся радиоэлектронная аппаратура спутника помещена в алюминиевый контейнер диаметром около 50 *см*. Контейнер снаружи покрыт пленкой золота для отражения тепловой радиации и подвешен к каркасу спутника на нейлоновых шнурах. Для защиты от перегрузок и вибраций при выводе спутника на орбиту каждый электронный блок заключен в оболочку из губчатого полиуретана. Блоки также экранированы золотой фольгой. После размещения и установки оборудования контейнер запаивают, воздух из него частично откачивают и замещают аргоном. Внутри контейнера создается избыточное давление 0,7 *атм*.

Применение искусственных спутников Земли не только в системе связи, имеющей большое практическое значение, но и в большинстве других случаев экономически может быть оправдано лишь только при высокой надежности спутника и всей установленной на нем аппаратуры.

Сонин Евгений Константинович
Радиоэлектроника спутников.
М.—Л. издательство «Энергия», 1966, 72 стр. с илл.
(Массовая радиобиблиотека. Вып. 604).

3-4-5
358-66

Редактор *А. И. Зиньковский* Техн. редактор *Н. Т. Кривогин*
Обложка художника *А. М. Кувшинникова*

Сдано в набор 2/XII 1965 г. Подписано к печати 16/IV 1966 г.
Т-04084 Бумага 84×108 1/32 Печ. л. 3,78 Уч.-изд. л. 3,79
Тираж 25 000 экз. Цена 15 коп. Зак. 758

Московская типография № 10 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР.
Шлюзовая наб., 10.

Цена 15 коп.